TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA LISTOPAD 1938 r. Nr 11

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych — Nr rozrachunku 283.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.

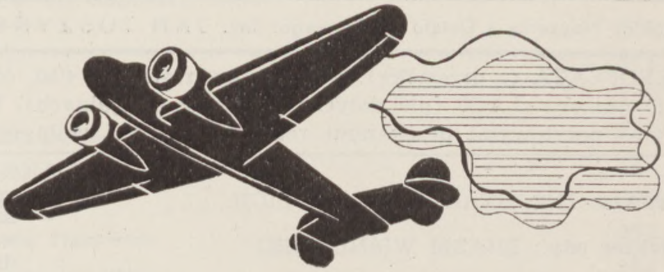
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA I ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny urzędowania: administracja — codziennie w godzinach 10 — 15; redaktor naczelny — poniedziałki i czwartki w godz. 18 — 19; redaktor działu płatowcowego — poniedziałki i środy w godz. 18 — 19.**



Szybkość wzrasta

w miarę zmniejszania ilości lądowań na trasie





Towarzystwa lotnicze utrzymują od dawna i coraz częściej wprowadzają na długich szlakach komunikację bezpośrednią, bez lądowania. LOT po raz pierwszy zastosował ten system w nowym rozkładzie lotów (6.XI.38 — 28.II.39). Wprowadzono mianowicie cztery linie dalekobieżne:

Warszawa — Bukareszt
4½ godz. lotu

Warszawa — Budapeszt
2¾ godz. lotu

Warszawa — Ateny
6 godz. lotu

Ateny — Palestyna
4½ godz. lotu

Przebywanie dużych przestrzeni bez lądowania zwiększa procent regularności i bezpieczeństwa, a przede wszystkim daje możność wykorzystania doskonałej szybkości sprzętu, jakim rozporządza LOT.

POLSKIE LINIE LOTNICZE LOT

O potrzebie reformy wyższych studiów lotniczych*)

Inż. Wilhelm Challier

Olbrzymi rozwój lotnictwa światowego, który miał miejsce w ostatnich latach, związany jest ściśle z postępami techniki lotniczej. Lotnictwu stawiano wymagania coraz nowe i coraz trudniejsze, zarówno ze strony wojska, jak i komunikacji lotniczej. Zadania te znajdowały rozwiązanie, mniej lub więcej zadawalające, w produkcji sprzętu lotniczego coraz bardziej doskonałego, ale równocześnie coraz bardziej skomplikowanego i drogiego. Osiągi współczesnych samolotów stoją na poziomie rekordów z przed paru lat, a czasem nawet je przewyższają. Postęp ten trwa nadal, a tempo jego bynajmniej się nie zmniejsza. Jest on jednak coraz trudniejszy i pociąga za sobą dalsze skomplikowanie konstrukcji. Nic nie wskazuje na to, aby ten stan rzeczy miał ulec zmianie w bliskiej przyszłości.

Osiągnięte postępy okupione zostały zwiększeniem trudności nie tylko budowy samolotów, ale i ich użytkowania — pilotażu i obsługi. Wskutek wielkich szybkości lotu, pilotaż nowoczesnych samolotów jest trudny, mimo dużej poprawy własności lotu i zastosowania szeregu przyrządów, przeznaczonych do ułatwienia i zwiększenia bezpieczeństwa lotu. Przyrządów tych jest zresztą już tak dużo, że korzystanie z nich jest coraz trudniejsze, i dalszy rozwój techniki lotniczej powinien pójść raczej w kierunku odciążenia pilota od niektórych czynności, które dzisiaj absorbują jego uwagę i utrudniają prowadzenie samolotu.

Inaczej przedstawia się sprawa personelu technicznego obsługi, od którego już obecnie wymaga się wysokich kwalifikacji, a w przyszłości wymagania te jeszcze wzrosną.

Ogólnie biorąc, stwierdzić należy raz jeszcze, że doskonalenie sprzętu lotniczego pociąga za sobą utrudnienie zarówno budowy samolotów, jak i ich użytkowania. Wymaga to zatem podniesienia kwalifikacji zarówno konstruktorów, jak i użytkowników. Z konieczności tej już dawno zdały sobie sprawę władze lotnictwa wojskowego, poświęcając baczną uwagę zagadnieniu podniesienia poziomu technicznego personelu odpowiedzialnego za obsługę i utrzymanie sprzętu lotniczego w linii. W pierwszym rzędzie położono nacisk na podniesienie kwalifikacji oficerów technicznych, bezpośrednio odpowiedzialnych za należyty stan sprzętu lotniczego w jednostkach lotniczych. Wyrazem tej troski były liczne kursy dokształcające, a następnie utworzenie *grupy technicznej szkoły podchorążych lotnictwa*, kształcącej oficerów technicznych o wysokim poziomie, należycie przygotowanych do odpowiedzialnej funkcji opieki technicznej nad drogim i skomplikowanym sprzętem lotniczym. Niezależnie od tego rozważana jest również kwestia wyższego wykształcenia techniczno-lotniczego oficerów bardziej uzdolnionych, przez których przewidywane jest objęcie wyższych stanowisk technicznych w lotnictwie wojskowym.

Widzimy więc ze strony użytkowników pełne zrozumienie konieczności podniesienia swoich kwalifikacji równolegle do postępów w budowie sprzętu lotniczego. Oczywista jest również druga konieczność — podniesienia kwalifikacji inżynierów lotniczych, odpowiedzialnych za konstrukcję i produkcję sprzętu lotniczego. Jeśli od ludzi tych żąda się — i słusznie — nie tylko wyrobniczego wykonywania swego zawodu, ale pracy twórczej, szukania nowych dróg — to trzeba im dać przede wszystkim należyte przygotowanie do pracy zawodowej. Innymi słowy trzeba lotnicze studia politechniczne postawić na takim poziomie i program ich tak ułożyć, aby młody inżynier, wchodzący w praktykę, nie tracił czasu na uzupełnianie wiadomości podstawowych, a posiadane wiadomości z zakresu wybranej przezeń specjalności zawodowej pozwalały na skrócenie do minimum tego okresu, w którym nic z siebie nie dając, robi jeszcze to samo, co na Politechnice: uczy się. Nie da się zaprzeczyć, że studia lotnicze na naszych Politechnikach dalekie są od tego ideału. Należy wobec tego przeprowadzić ich reformę a pierwszym postulatem tej reformy powinno być:

Podniesienie poziomu wiedzy absolwentów Politechnik kończących studia lotnicze i dostosowanie programu tych studiów do potrzeb polskiej techniki lotniczej.

Postulat ten jednak nie wyczerpuje całości zagadnienia. Rozwój lotnictwa był i jest wszędzie — zarówno u nas, jak i za granicą — nie tylko jakościowy, ale i ilościowy. Rozrasta się lotnictwo wojskowe, komunikacyjne i turystyczne; wszędzie widzimy rozrost przemysłu lotniczego oraz instytucji badawczych i odbiorczych. We wszystkich instytucjach szybko powiększa się liczba zatrudnionych inżynierów lotniczych, ale szybciej jeszcze rośnie liczba miejsc, które należałoby obsadzić inż. lotniczymi. Tymczasem inżynierów tych brak, i to brak coraz dotkliwszy, gdyż zdolność przepustowa grup lotniczych na naszych Politechnikach jest znacznie za mała i powinna być zwiększona kilkakrotnie, aby pokrywać stale rosnące zapotrzebowanie. Zmusza to do obsadzania stanowisk, które powinny być zajęte przez inżynierów lotniczych, przez inżynierów innych specjalności, lub przez personel o wykształceniu technicznym nieakademickim. Nic nie ujmując zdolnościom i dobrym chęciom tych „zastępczych" inżynierów lotniczych, nie można jednak w żaden sposób uważać takiego stanu za normalny i zdrowy. Największe jego niebezpieczeństwo leży przy tym nie tyle w obniżeniu poziomu i wydajności prac bieżących, ile przede wszystkim w niemożności należytego prowadzenia prac z myślą o jutrze, a więc właśnie tych prac, które stanowią o postępie techniki lotniczej i których w lotnictwie zaniedbać nie wolno pod grozą cofania się w stosunku do innych. A rozwój techniki lotniczej jest ciągle jeszcze tak szybki, że nadrabianie powstałych handicap'ów jest ogromnie trudne, o ile w ogóle możliwe. Jeśli więc celem reformy wyższych studiów lotniczych ma być takie ich zorganizowanie, aby produkcja inżynierów lotniczych zaspokajała potrzeby naszego rynku pracy zarówno jakościowo, jak i ilościowo, to nie mniej ważny jest drugi postulat reformy:

*) Referat wygłoszony na Zjeździe Z.P.I.L. w dn. 30.X.1938 r.

Zwiększenie ilości inżynierów lotniczych, kończących polskie Politechniki przez zwiększenie przepustowości Politechnik.

Wśród polskich sfer lotniczych — na wszystkich ich szczeblach — istnieje powszechne i całkowite zrozumienie ważności tych postulatów. W szczególności zaś, o ile chodzi o członków Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, to panuje wśród nich całkowita jednomyślność i sądzę, że jestem wyrazicielem opinii wszystkich kolegów, zrzeszonych w Z. P. I. L., jeśli powiem, że szybka naprawa istniejącego stanu rzeczy jest jednym z najbardziej naglących zagadnień polskiego lotnictwa.

Rozumiejąc ważność tego zagadnienia, Zarząd Z. P. I. L. powołał specjalną Komisję do Spraw Reformy Studiów Lotniczych. W skład tej komisji wchodzili, oprócz prezesa Związku, kol. Challier, kol. kol. Grzędzielski, Łoziński, Markowski, Naleszkiewicz i Prauss.

Komisja ta rozpoczęła pracę w czerwcu br. i postawiła sobie następujące zadania:

1) Analiza obecnego systemu studiów lotniczych i jego wad.
2) Ustalenie wytycznych reformy studiów lotniczych.
3) Opracowanie projektu ogólnego programu studiów lotniczych na Politechnikach polskich.

Prac swych komisja ta jeszcze całkowicie nie ukończyła; są one jednak tak dalece zaawansowane, że pozwalają na wszechstronne omówienie zagadnienia reformy wyższych studiów lotniczych.

1) Analiza studiów lotniczych na Grupie Lotniczej Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej wykazała następujące wady obecnego systemu nauczania:

a — Zbytnia uniwersalność studiów (za dużo przedmiotów, które nie są niezbędnie potrzebne inżynierowi lotniczemu).

b — Traktowanie studiów lotniczych, nie jako studiów głównych, ale raczej jako pobocznych, dołączonych do ogólnych studiów budowy maszyn.

c — Brak specjalizacji w obranym kierunku — samolotowym lub silnikowym. Powoduje to z konieczności pewnego rodzaju dyletantyzm w przygotowaniu inżyniera lotniczego do pracy zawodowej, gdyż należyte opanowanie wiadomości potrzebnych do pracy w obu tych kierunkach nie jest możliwe w czasie normalnych studiów politechnicznych. Nie jest ono zresztą potrzebne, gdyż w praktyce każdy inżynier lotniczy musi się zdeklarować w jednym z tych kierunków.

d — Brak szeregu bardzo ważnych i potrzebnych wykładów.

e — Zbyt oderwane traktowanie zasadniczych przedmiotów i brak ich aktualizacji. Niektóre wykłady znajdują się na poziomie techniki lotniczej z przed kilku lat i nie chcą nic wiedzieć o tym, że w między czasie technika ta zrobiła tak szalone postępy, że materiał zawarty w wykładach jest wprost rażąco przestarzały i niekompletny.

f — Zbyt jednostronne nastawienie absolwentów, w których wpaja się przekonanie, że jedynym powołaniem inżyniera lotniczego jest biuro konstrukcyjne, nie podkreślając zupełnie ważności i conajmniej równorzędności pracy warsztatowej i badawczej.

Analiza wad obecnego systemu nauczania nie byłaby kompletna, gdybyśmy nie zastanowili się nad przyczynami, które spowodowały obecny, niezadawalający stan rzeczy. Zdaniem naszym, obecny stan rzeczy powstał głównie z następujących przyczyn:

a — Sposób powstawania Sekcji Lotniczej na Wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej.

Sekcja ta nie powstała odrazu, jako pewna zamknięta koncepcja, ale niejako narastała powoli przez dodawanie poszczególnych przedmiotów, uznanych za potrzebne do programu studiów ogólnych. Przedmioty niepotrzebne już inżynierowi lotniczemu albo kasowano, albo zmieniano ich objętość, albo nawet zostawiano bez zmian. Wynikiem takiego rozwiązania sprawy było oczywiście przede wszystkim coraz większe utrudnienie studiów i przedłużenie czasu ich trwania, bez żadnych jednak korzyści dla przygotowania zawodowego inżyniera lotniczego.

b — Sztywność programu studiów.

Sztywność ta jest prostą konsekwencją istniejącej obecnie zależności formalnej Grupy Lotniczej od Rady Wydziału Mechanicznego, która przy najlepszych nawet chęciach nie zawsze potrafi wczuć się w potrzeby Grupy Lotniczej, gdyż stoi zbyt daleko od życia lotniczego, a właściwie nie jest z nim prawie zupełnie związana.

c — Zbyt mała łączność nauczania z polską techniką lotniczą.

Jest to jedna z najważniejszych bolączek obecnego stanu rzeczy. Poza nielicznymi wyjątkami, kontakt między wykładającymi, a naszym przemysłem lotniczym i instytucjami badawczymi i odbiorczymi, jest zupełnie niedostateczny. Nic więc dziwnego, że istnieje pewnego rodzaju „splendid isolation" studiów lotniczych, które chadzają własnymi drogami, odgrodzone chińskim murem od praktyki życia lotniczego, z którą nic ich nie łączy.

Zdaniem naszym, to są najważniejsze przyczyny niedomagań studiów lotniczych na Politechnice Warszawskiej. Przyczyny te muszą być usunięte radykalnie, inaczej żadna reforma samego programu nauczania nie wyda oczekiwanych rezultatów, a przeciwnie — może przynieść tylko szkody, stawiając w ogóle pod znakiem zapytania możliwość dostosowania politechnicznych studiów lotniczych do potrzeb lotnictwa.

2) Od analizy istniejącego stanu rzeczy przejdźmy teraz do ustalenia wytycznych, które powinny przyświecać reformie studiów lotniczych. Wytyczne te, zgodnie z postulatami postawionymi na wstępie, powinny uwzględniać zarówno podniesienie poziomu wiedzy absolwentów, jak i zwiększenie przepustowości odpowiednich komórek Politechniki.

Przede wszystkim wypada się zastanowić nad możliwymi kierunkami pracy zawodowej, którym może się poświęcić młody inżynier, opuszczający Politechnikę. Jak w każdej zresztą dziedzinie techniki budowy maszyn, istnieją tu trzy zasadnicze kierunki:

a) Praca konstrukcyjna,
b) Praca warsztatowa,
c) Praca badawcza.

Kierunki a) i b) tłumaczą się same przez się i nie

wymagają objaśnień specjalnych. Wypada jednak stwierdzić, że zarówno praca konstrukcyjna, jak i warsztatowa w technice lotniczej różnią się zdecydowanie od analogicznych dziedzin pracy w technice ogólnej budowy maszyn. Zarówno stosowane metody konstrukcji, jak i materiały, oraz ich obróbka są w lotnictwie zupełnie odrębne i nie mają analogii w technice ogólno-mechanicznej. Dotyczy to przede wszystkim budowy płatowców, gdzie technika stworzyła tak odrębne metody konstrukcji, jak kratownice spawane z rur cienkościennych wysokiej wytrzymałości, konstrukcje powłokowe cienkościenne itp. Ale i w budowie silników stosuje się szereg metod konstrukcji, nie spotykanych w tym stopniu w żadnej innej dziedzinie, że wspomnę tylko o stosowaniu stopów lekkich, stali wysoko-wartościowych itp.

Wszystkie te cechy techniki lotniczej, które sprawiają, że jest to dzisiaj technika odrębna, zupełnie różna od techniki ogólnej budowy maszyn, wynikają z jednego, wspólnego celu, na który nastawiona być musi każda konstrukcja chcąca nosić miano konstrukcji lotniczej. Celem tym jest lekkość, przy zachowaniu dostatecznej wytrzymałości. Lekkość jest dla konstrukcji lotniczej warunkiem nieodzownym, przyczyną jej powstania i uzasadnieniem jej wykonania, nie zaś zaletą dodatkową, jedną z wielu, jak dla innych konstrukcji mechanicznych. I właśnie ta konieczność zmniejszenia do minimum ciężaru własnego konstrukcji, ta walka uporczywa konstruktora o każdy kilogram wagi — powoduje, że technika lotnicza jest techniką odrębną, wbrew pewnym poglądom, głęboko niestety zakorzenionym i dość jeszcze powszechnym nawet wśród sfer inżynierów mechaników, a raczej właśnie wśród nich.

Jeśli chodzi o kierunek trzeci — pracę badawczą — to posiada on w technice lotniczej znaczenie zupełnie wyjątkowe, jak to zresztą przed chwilą słyszeliśmy z ust p. prof. Witoszyńskiego. Szybkie postępy techniki lotniczej możliwe były tylko dzięki wytężonej pracy licznych zastępów badaczy, pracujących we wszystkich krajach świata. Jeśli przy tym rozpatrzymy się nieco dokładniej w sytuacji, to zauważymy bez trudu, że przodują w lotnictwie właśnie te narody, które stoją też na czele w dziedzinie badań. Na okoliczność tę należy zwrócić uwagę studentów już na Politechnice i zachęcić ich do poświęcania się pracy badawczej, a nie podtrzymywać w nich przekonania — i tak zresztą dość naturalnego — że tylko praca w biurze konstrukcyjnym jest godna inżyniera.

Niezależnie od tego w którym z trzech wymienionych kierunków ma zamiar pójść, student powinien już na Politechnice wybrać sobie specjalność, której chce się poświęcić w przyszłości. Zdaniem naszym, ogarnięcie całej techniki lotniczej jest niemożliwe w czasie studiów politechnicznych, i usiłowanie takie prowadzić może tylko do dyletantyzmu. Dlatego studia lotnicze powinny uwzględniać dwie specjalności: samoloty i silniki, przy czym specjalizacja powinna się zacząć po półdyplomie.

Zdajemy sobie sprawę, że może nas spotkać zarzut, iż w ten sposób będzie się kształciło wąskich specjalistów, którzy będą mieli ograniczoną swobodę ruchów wobec stosunkowo skromnego naszego przemysłu lotniczego. Zarzut ten jednak tylko pozornie jest słuszny, jak zaraz zobaczymy.

Przede wszystkim, nie tylko nie uważamy za możliwe zmniejszyć ogólnego przygotowania matematyczno-fizycznego w pierwszych latach studiów, ale przeciwnie, jesteśmy zdania, że przygotowanie to należałoby raczej rozszerzyć i pogłębić tak, aby pozwalało ono na zupełną swobodę w wyborze specjalności ściślej.

Następnie, każdy inżynier w życiu zawodowym poświęca się pewnej specjalności, zapominając możliwie szybko wszystko to, co mu do tej specjalności nie jest potrzebne, a co wbito mu w głowę jako balast zupełnie czasem niepotrzebny. Gdy warunki życiowe tego wymagają, może nastąpić zmiana specjalności, która będzie tym łatwiejsza, im solidniejsze są podstawy ogólne wykształcenia zawodowego.

Różnica więc między tym, co istnieje obecnie, a tym, co my proponujemy, polega, z grubsza rzecz biorąc, na tym, że gdy dotychczas specjalizacja następowała dopiero po ukończeniu Politechniki, kiedy już się żąda od inżyniera, aby coś z siebie dawał, miałaby ona nastąpić nieco wcześniej, bo już po półdyplomie na Politechnice.

Korzyści takiego rozwiązania są oczywiste, gdyż w ten sposób zredukowany zostanie znakomicie czas nieproduktywności młodego inżyniera lotniczego, który obecnie jest stanowczo za długi, jak słychać ze sfer przemysłu lotniczego.

Ogólne przygotowanie, które student powinien otrzymać w ciągu pierwszych dwóch lat studiów, ma jednak być przygotowaniem do zawodu lotniczego, nie powinno więc zawierać niepotrzebnego balastu podawanego li tylko dla zaokrąglenia jego wiedzy. Program pierwszych dwóch lat powinien zawierać wszystkie te przedmioty, które są potrzebne do możliwie wszechstronnego opanowania technicznej wiedzy lotniczej i które pozwolą mu uzyskać odpowiedni horyzont myślowy.

Reasumując, wypowiadamy się za takim programem studiów, aby pierwsze dwa lata poświęcone były możliwie solidnemu przygotowaniu matematyczno-fizycznemu, wspólnemu dla wszystkich studentów grupy lotniczej, ostatnie dwa lata zaś — specjalizacji w kierunku samolotowym lub silnikowym. Program taki przypomina do pewnego stopnia metody szkolenia angielskie i francuskie, gdzie uczelnia daje tylko wykształcenie ogólne, zaś specjalizacja i właściwa nauka konstrukcji odbywa się dopiero w przemyśle. Przeszczepianie żywcem tych metod na nasz grunt uważamy jednak za szkodliwe, zwłaszcza wobec niskiego stanu ogólnej kultury technicznej w Polsce.

Jeśli chodzi o drugi postulat podstawowy—zwiększenie przepustowości Politechnik — to widzimy następujące drogi, którymi powinno pójść rozwiązanie tego zagadnienia:

a) Utworzenie Wydz. Lotniczego na Politechnice Warszawskiej.

Żądanie to nie jest nowe. Zostało ono już postawione na I Ogólnopolskim Kongresie Inżynierów we Lwowie, we wrześniu 1937 r.

To, że wydział ten byłby stosunkowo szczupły, nie powinno być uważane za przeszkodę nie do pokonania. Jeśli chcemy mieć silne lotnictwo — a doświadczenia lat ostatnich wykazują, że jest to konieczne dla każdego państwa, które chce odegrać jakąś rolę — to lotnictwu temu trzeba zapewnić dostateczną ilość sił fachowych i ten wzgląd jest decydujący.

b) Ułatwienie studiów na Wydziale Lotniczym. Nie mamy tu na myśli obniżenia poziomu, przeciwnie uważamy, że poziom zreformowanych studiów lotniczych będzie wyższy od obecnego. Chodziłoby tu raczej o prowadzenie pewnej polityki, polegającej na unikaniu zbyt skomplikowanych projektów (bardzo wielkie samoloty wielosilnikowe, silniki wielkiej mocy o wielkiej ilcści cylindrów itp.) które przedłużają czas studiów, nie dają zaś żadnych korzyści, gdyż nie można wymagać od studenta, aby był należycie przygotowany do rozwiązania zagadnień tak skomplikowanych, z którymi wyspecjalizowane wytwórnie często mają bardzo poważne trudności. Z tego względu uważamy również, że sprawiedliwa ocena takich projektów nastręczyć musi pewną trudność.

Jesteśmy ponadto zdania, że należałoby dla przyspieszenia studiów zredukować nieco wymagania, stawiane szacie graficznej projektów. Ucierpiałaby na tym niewątpliwie strona estetyczna, ale pozwoliłoby to na znaczny zysk na czasie, bez obniżania wartości projektu, a z tą samą korzyścią dla wykonawcy.

3) Zgodnie z tymi wytycznymi, Komisja do Spraw Reformy Studiów Lotniczych Z.P.I.L. opracowała już projekt ogólnego programu godzinowego studiów na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej. Szczegółowe rozpatrzenie tego programu na tym miejscu mijałoby się z celem; powiem tylko krótko, że wprowadzono do tego projektu szereg wykładów, uznanych za konieczne, a których obecnie nie ma, jak teoria drgań i zasady akustyki; metaloznawstwo lotnicze; matematyka stosowana; technologia i dynamika silnika lotniczego; chłodzenie silników i aerodynamika chłodzenia; próby i pomiary w locie; użytkowanie, obsługa i konserwacja samolotu i silnika; aerodynamika stosowana itp.

Program ten zasadniczo przewiduje wykształcenie inżyniera lotniczego w sposób bardziej praktyczny, niż dotychczas. W programie tym możnaby nadto przewidzieć pewne warianty dla tych studentów, którzy chcą pójść w kierunku teoretyczno - badawczym.Należałoby dla nich zastąpić pewne wykłady i projekty konstrukcyjne przez wykłady i projekty poświęcone zagadnieniom teoretycznym. Tylko bowiem w ten sposób można zapewnić sobie możliwie szybko kadry badaczy lotniczych, pracujących w kierunku teoretyczno - badawczym.

Reasumując można w następujący sposób przedstawić sprawę reformy studiów lotniczych:

1. Utworzenie Wydziału Lotniczego na Politechnice Warszawskiej.

2. Ułożenie 4-letniego programu studiów przewidującego:

a) Wspólne przygotowanie matematyczno-fizyczne na wysokim poziomie w ciągu dwóch pierwszych lat.

b) Specjalizację w dwóch kierunkach: samolotowym i silnikowym, w czasie ostatnich dwóch lat studiów.

3. Nastawienie studentów podczas studiów w trzech kierunkach: konstrukcyjnym, warsztatowym i badawczym.

4. Prowadzenie polityki przyspieszania studiów przez unikanie projektów zbyt skomplikowanych i zredukowanie wymagań co do ich graficznego wykonania.

5. Nawiązanie ścisłego kontaktu między ciałem profesorskim Wydziału Lotniczego, a polską techniką lotniczą (przemysłem i instytucjami badawczymi).

Zdajemy sobie sprawę, że rozwiązanie tego zagadnienia w sposób przez nas proponowany nie jest łatwe. Trudno będzie o pieniądze, trudniej o ludzi potrzebnych do wykładania, a najtrudniejsze zapewne będzie pokonanie bezwładu, z którym zawsze należy się liczyć. Wierzymy jednak, że zainteresowane czynniki uznają konieczność szybkiej i radykalnej poprawy istniejącego stanu rzeczy i reforma studiów lotniczych będzie przeprowadzona w sposób przez nas proponowany.

Idzie o rzecz wielkiej wagi, bo o przyszłość naszego lotnictwa, któremu należy zapewnić potrzebny dopływ nowych sił, należycie przygotowanych do wykonywania zawodu inżyniera lotniczego. Sprawa jest tak ważna, że muszą tu iść na bok wszelkie względy uboczne i osobiste; decydować powinien tylko wzgląd na dobro sprawy.

Bez należytego przygotowania dostatecznych ilości inżynierów nie da się rozbudować lotnictwa. Prawdę tę doskonale zrozumiano za granicą, szczególnie w Niemczech, gdzie bardzo wyraźnie widać troskę o wychowanie odpowiedniego narybku. Dowodem tego jest choćby stworzenie przy D.V.L. specjalnego Działu Narybku Inżynierskiego (Abteilung für Ingenieurnachwuchs).

Pozwolę sobie w tym miejscu przytoczyć słowa prof. Betz'a z Göttingen, wzięte z jego referatu wygłoszonego na zjeździe „Lilienthal - Gesellschaft für Luftfahrtforschung" w roku 1937.

„....Idzie tu o zjawisko ogólne w rozwoju techniki. W dawniejszych czasach wystarczała stosunkowo mała liczba głów, aby zapewnić pracę wielkim masom. Z tego powstał problem społeczny troski o te masy. Wraz z rozwojem techniki do coraz większego skomplikowania powstało jednak w sposób widoczny coraz większe zapotrzebowanie na ludzi niezwykle uzdolnionych, tak, że obecnie, obok kierowania masami, mamy drugi problem społeczny życiowo ważny dla techniki, a mianowicie troskę o zdolny narybek".

Wydaje nam się, że należyte przygotowanie tego narybku, któremu stawiamy przecież coraz większe wymagnia, oraz usunięcie wszystkich niepotrzebnych kłód z jego drogi jest nakazem chwili.

On the Necessary Changes in the Training of Aeronautical Engineers

Summary

The rapidly developing aviation technique creates far reaching requirements with regard to the technical personnel, both from the quantitative and qualitative point of view. The designing as well as the utilization of modern aeronautical equipment is possible only when disposing of skilled technicians, the training of which must be ensured by means of an appropriate educational system. The Polish Aeronautical Engineers Association, conscious of the pressing needs of the Polish aviation, organized a special committee to investigate the possibilities of increasing the number of engineers with degrees parallelly with the rapid development of the Polish aviation. The results of this investigation, presented before the 10-th Anniversary Meeting of the Polish Aeronautical Engineers Association, indicate the necessity of important changes in present day educational methods. Special aeronautical sections must be organized, which should result in training a larger quantity of aeronautical engineers better prepared for their professional work.

Samolot komunikacyjny Lockheed 14—H, jego instalacje, wyposażenie i właściwości

Inż. Wacław Zaremba

OD REDAKCJI

Nowoczesny samolot staje się mechanizmem coraz bardziej złożonym. Do niedawna wystarczał podział techniki lotniczej na dwa podstawowe działy: płatowcowy i silnikowy, w związku z czym techniczne czasopisma lotnicze ograniczały się również do rozpatrywania zagadnień należących do tych dwóch kategorii.

Wraz z rozwojem lotnictwa następuje znaczne rozszerzenie się zakresu napotykanych zagadnień technicznych. Widoczną konsekwencją tej ewolucji jest stałe powiększanie się ilości coraz bardziej złożonych instalacji, których obecność stanowi nieodzowny warunek prawidłowego i sprawnego działania nowoczesnego samolotu, zwłaszcza jeśli chodzi o samoloty duże, bombardujące i komunikacyjne. Konstrukcja tych instalacji stanowi dziś wyspecjalizowaną gałąź techniki lotniczej.

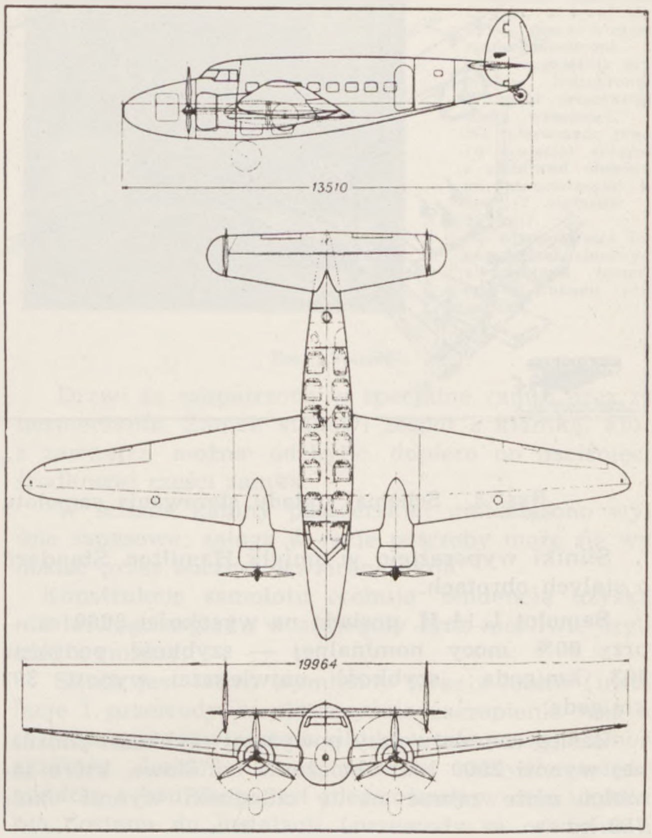
Dążąc do informowania naszych czytelników o całokształcie spraw technicznych z dziedziny lotnictwa, nie możemy oczywiście pozostawić na uboczu zagadnienia instalacji pomocniczych na nowoczesnych samolotach. Ze względu na brak odpowiedniej literatury i materiałów przedstawienie tych spraw w sposób możliwie ogólny jest dość trudne, co zmusza nas na razie do opisywania szczególnych rozwiązań z tej dziedziny. Zamieszczając poniższy artykuł, skorzystaliśmy ze sposobności zapoznania naszych czytelników z niektórymi instalacjami nowoczesnego amerykańskiego samolotu komunikacyjnego.

Zamieszczenie poniższego artykułu nie oznacza, aby samolot Lockheed 14-H był przez nas uważany za najlepszy bądź też za najbardziej typowy z nowoczesnych samolotów komunikacyjnych, podobnie jak nie sądzimy, aby wszystkie opisane mechanizmy stanowiły najlepsze bądź też najoryginalniejsze rozwiązania. Jest to jedynie przykład, jak można rozwiązać szereg typowych zagadnień instalacyjnych na nowoczesnym samolocie.

Opis ogólny

Lockheed 14, którego 6 egzemplarzy stanowi najnowsze uzupełnienie taboru P.L.L. „Lot" (rys. 1 i 2) jest dwusilnikowym samolotem 14-osobowym, przy czym załogę — w zależności od długości obsługiwanej trasy — stanowią dwie lub trzy osoby (pilot, radiooperator i mechanik, pełniący obowiązki stewarda), pasażerów zaś może być 11 lub 12.

Zastosowane silniki Hornet S1EG [1]) są silnikami gwiazdowymi, chłodzonymi powietrzem o mocy nominalnej 750 KM przy 2250 obr/min. na wysokości 2140 m.[2]).



w/g f-my Lockheed.

Rys. 1. Zestawienie samolotu L. 14-H.



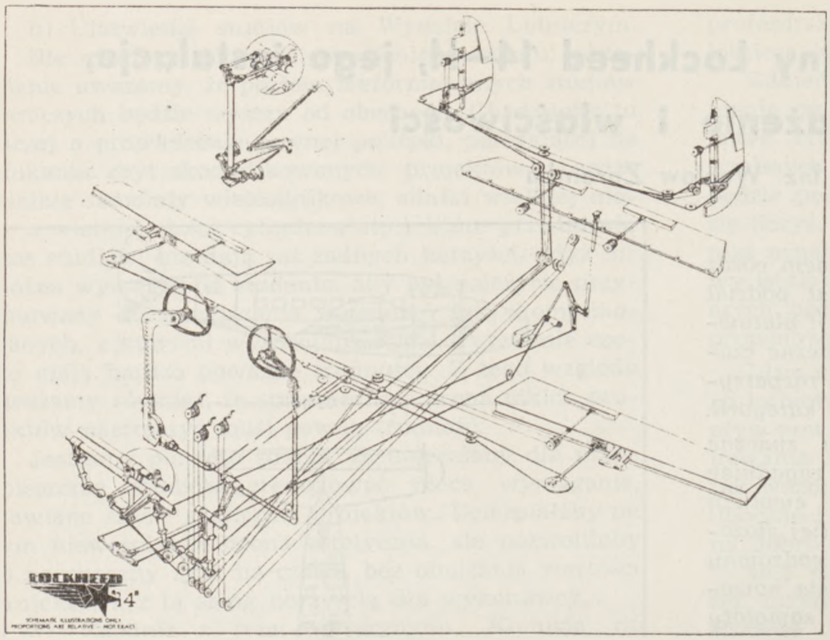
Fot. „Fotolot".

Rys. 2. Samolot Lockheed 14-H.

Widoczne są: anteny radiowe, dwa wypusty instalacji szybkiego wylewania paliwa (pod kadłubem), otwarte klapy wlotów powietrza do chłodnic smaru, reflektory (pod skrzydłami) oraz otwarte bagażniki.

1) Charakterystyki silników, śmigieł i samolotu zestawiono oddzielnie na końcu artykułu.

2) Nadmienić trzeba, iż firma Lockheed przewidziała jeszcze dwie odmiany typu 14: w realizacji z zamówieniami K.L.M. (holenderskich linii lotniczych) była wersja samolotu z silnikami Wright Cyclone G.3, oraz opracowano projekt dla odmiany z silnikami Wright Cyclone F.52.



w/g f-my Lockheed

Rys. 3. Schemat układu sterowania samolotu L. 14-H.

Silniki wyposażono w śmigła Hamilton Standard o stałych obrotach.

Samolot L.14-H. posiada na wysokości 3660 m — przy 60% mocy nominalnej — szybkość podróżną 333 km/godz.; szybkość największa wynosi 393 km/godz.

Zasięg samolotu przy powyższej szybkości podróżnej wynosi 2900 km; obciążenie handlowe, które samolot może zabrać na tę odległość, wynosi około 750 kg.

Na ładunek przewidziano cztery bagażniki (jeden w dziobie, trzy pod podłogą, rys. 2).

Samolot jest średniopłatem całkowicie metalowym, o konstrukcji skorupowej [1]).

Materiały konstrukcyjne — jak dla innych samolotów amerykańskich — blachy i kształtowniki z Alcladu, części spawane z rur chromomolibdenowych (SAE. 4130), odlewy i odkucia ze stopów aluminiowych i stali niklowej (SAE. 2330).

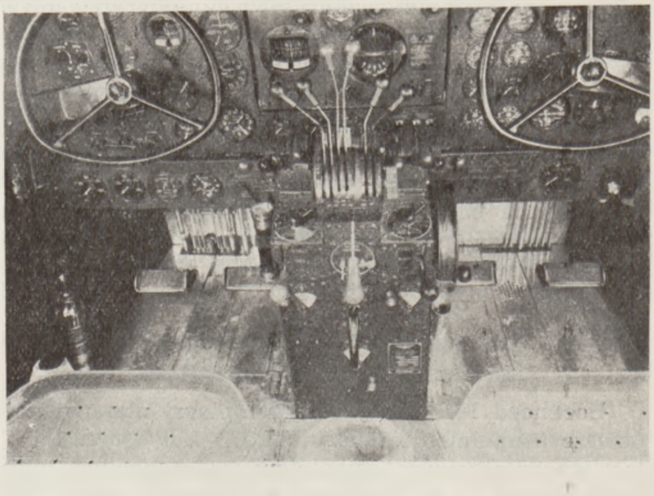
Wszystkie elementy są zabezpieczone przeciw korozji i rdzy zarówno od zewnątrz (kadmowanie, malowanie, warstwa aluminium w Alcladzie) jak i od wewnątrz (rury przy pomocy oleju lnianego). Najciekawszą metodę stanowi pokrywanie przestrzeni skłonnych do korozji, (więc przede wszystkim wnętrza zbiorników) farbą z chromianem cynku; zaobserwowane ślady korozji, przed zastosowanie tego środka, zmywa się przy pomocy 4% roztworu kwasu chromowego, oraz wody.

Skrzydło dzieli się na trzy główne części. Część środkowa, łącząca się w jedną całość z kadłubem, posiada jeden dźwigar, przechodzący poprzez kabinę pasażerską. Zewnętrzne części skrzydła łączą się z częścią środkową za pośrednictwem szeregu wkrętów, rozłożonych wzdłuż obrysu profilu. Odpowiednikiem dźwigara—w zewnętrznych częściach skrzydła jest podłużne usztywnienie. Usztywnienie to od strony podziału skrzydła kończy się okuciami, łączącymi się z okuciami dźwigara środkowej części skrzydła; okucia te służą do centrowania zewnętrznych części skrzydła przy składaniu. Ostatnie części skrzydła — zakończenia — również są przymocowane na wkręty.

W układzie sterowania samolotu (rys. 3) interesującym szczegółem jest podwójny zespół linek w napędzie lotek. Zespół ten zapewnia prawidłowy napęd lotek, gdy pęknie jedna z linek przechodzących przez krążek. Napędy sterów są natomiast pojedyńcze.

Stery i lotki są zaopatrzone w przeciwwagi.

Usterzenie kierunkowe jest podwójne. W sterach kierunkowych zastosowano przeciwwagi, które mają swoją historię. Pierwsze samoloty posiadały usterzenia typu przyjętego w poprzednio wyprodukowanych typach (Electra i 12) to znaczy bez przeciwwag. Katastrofa samolotu tow. Northwest Airlines, która miała miejsce w styczniu br. (L.14 — pracowały w tym towarzystwie od listopada ub. r.) podczas gwałtownej burzy piaskowej — ze względu na odnalezione szczątki usterzeń kierunkowych, w których brakowało górnych części — naprowadziła na domysł, iż przyczyną wypadku były drgania tych usterzeń. W wyniku po-



Fot. „Fotolot".

Rys. 4. Tablica przyrządów pokładowych oraz podstawa napędów samolotu L. 14-H.

Widać na podstawie napędów (od strony lewej) dźwignie: regulacji powietrza gaźników, napędu klap wlotów do chłodnic smaru, regulacji skoku śmigieł, przepustnic, regulatora mieszanki, włączania pilota automatycznego, blokowania koła ogonowego, wyłączania ogrzewania kabin.

Poniżej prowadnic dźwigni mieszczą się zawory przyłączania poszczególnych zbiorników paliwa i obiegu na poszczególne silniki, dźwignie napędu podwozia, ręcznej pompy paliwa i klap, wreszcie — korbki Flettnerów i rączka hamulców.

Pod tablicą przyrządów, z lewej strony podstawy napędów — wskaźnik neutralnego położenia sterów kierunkowych.

Na podłodze, z obu stron podstawy napędów — pokrywki gniazd do zapasowych napędów podwozia i klap.

[1]) Nie omówiono tu bliżej konstrukcji płatowca, gdyż jest ona taka sama, jak w samolocie Lockheed 10-A „Electra", znanym w Polsce od trzech lat. Opis tego samolotu pióra tegoż autora w „Przeglądzie Mechanicznym" Nr 23, r. 1936.

nownych studiów nad drganiami, przeprowadzonych przy pomocy nowych urządzeń, zastosowano stery kierunkowe wyważone.

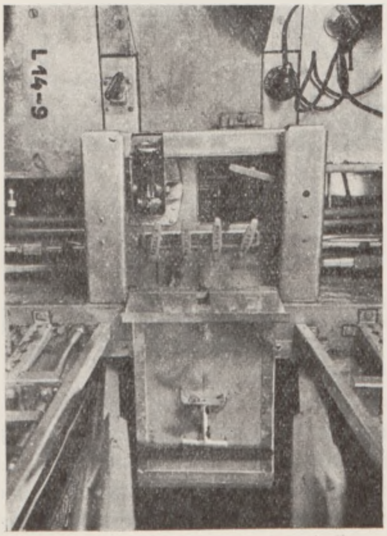
Lotki, usterzenie wysokości i kierunkowe posiadają po dwie klapki Flettnera, sterowane zarówno przymusowo, jak również przy pomocy korbek z kabiny załogi (na lotkach jest tylko jedna klapka, napędzana z kabiny — na lewym skrzydle).

Jako zakres użytkowy położenia środka ciężkości przyjęto wędrówkę od 28 do 34% cięciwy skrzydła [1]).

Pedały sterów kierunkowych są regulowane. Żeby wykluczyć możliwość popełnienia błędu przy ich ustawianiu, zainstalowano — pod tablicą przyrządów pokładowych — wskaźnik neutralnego położenia sterów (rys. 4).

Instalacja elektryczna jest jednoprzewodowa 24 V. Prądnicę ładującą akumulator zabudowano na lewym silniku.

Tablica rozdzielcza w kabinie załogi znajduje się na suficie nad oknami.



Fot. „Fotolot".

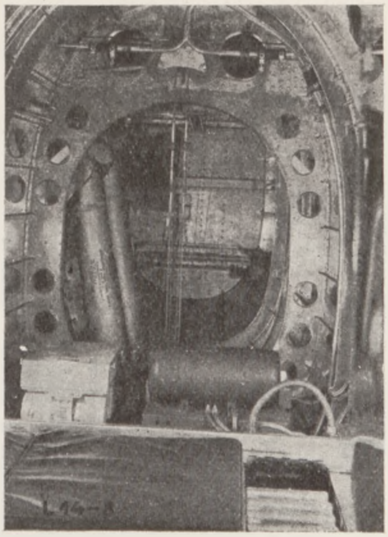
Rys. 5. Skrzynka z napędami w kabinie załogi samolotu L. 14-H (w stopniu między siedzeniami załogi).

Widać (od strony lewej) ręczną pompę hydrauliczną z gniazdem dla drążka napędu, przełącznik i rączkę zaworu gaśnicy silnikowej, cztery rączki zaworów szybkiego opóźniania zbiorników paliwa oraz zawór poprzecznego zasilania paliwem (na odchylonej pokrywie — uchwyt do włączania zaworu); na przedniej ścianie skrzynki wyłącznik rac spadochronowych.
Na podłodze kabiny załogi widać: rączkę uruchamiania lodochronów skrzydeł i stateczników, pompkę zastrzykową oraz wyłącznik główny instalacji elektrycznej.
Uwaga: Części podłogi oraz obicia ścian zostały zdjęte.

Obok miejsca przeznaczonego dla stewarda (w tyle kabiny), umieszczono tablicę rozdzielczą świateł ogólnych kabiny, świateł pasażerskich do czytania itp. Steward może być przywołany brzęczykiem lub światłem zarówno przez każdego pasażera, jak również do kabiny załogi. Gdy nie ma stewarda — żarówkę sygnalizacyjną wkręca się w kabinie załogi.

Ciekawe jest, że zastosowane w kabinie załogi światło sygnalizacyjne, zapalające się gdy są otwarte lub niezabezpieczone drzwi zewnętrzne kabiny lub bagażników — jest niezależne od głównego wyłącznika sieci i gaśnie jedynie, gdy drzwi zostaną zamknięte i zabezpieczone.

[1]) Każdorazowe położenie środka ciężkości samolotu, odpowiednie do danego rozkładu obciążeń, oraz całkowity ciężar samolotu odczytuje się na specjalnym aparacie zw. „Librascope".



Rys. 6 Widok na wnętrze końca kadłuba (za toaletą) samolotu L. 14—H

Widać z lewej strony przetwornicę anodową oraz z prawej — przetwornicę nadajnika. Z tyłu, z lewej strony — puszki z racami spadochronowymi. U góry rozgałęźnik przewodów lodochronów. W głębi przeciwwaga steru wysokości.
Na pierwszym planie (w toalecie) skrzynka z ciężarami ołowianemi, stanowiącymi balast (7 ciężarów po 22 kg.).
Na zdjęciu widać ściągacze linek sterowych, z wkrętami, łączonymi z linkami przez zacisk.

Fot. „Fotolot".

Drzwi są zaopatrzone w specjalne zamki oraz zabezpieczenia. Zamek stanowi zespół z klamką, którą z zewnątrz można odchylić dopiero po naciśnięciu środkowej części zamka.

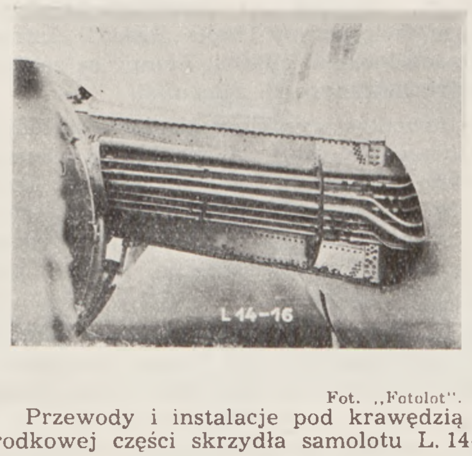
W ścianie kabiny pasażerskiej umieszczono wyjście zapasowe; załoga w razie potrzeby może się wydostać przez boczne, otwierane okna.

Konstrukcję samolotu cechuje tendencja uzyskania łatwego wglądu w szczegóły oraz możliwie szybkiej wymiany.

Silnik jest łatwo wymienny wraz z łożem (instalacje i przewody w płaszczyźnie zaczepienia łoża są rozłączne; do zawieszenia silników zastosowano amortyzatory „Lord"); brzeg natarcia skrzydła między gondolą a kadłubem jest zdejmowany w celu uzyskania dostępu do instalacji (przewody są osadzone w fibrze lub wciskane w płyty gumowe, rys. 7); brzeg natarcia usterzeń zdejmuje się wraz z lodochronami, umożliwiając przeprowadzenie regulacji linek.

Fotele pasażerskie są komfortowe: można je obracać, przechylać oparcia i siedzenia oraz w dwojaki sposób regulować pochylenie poduszki pod głowę. Fotele załogi mają regulowaną wysokość.

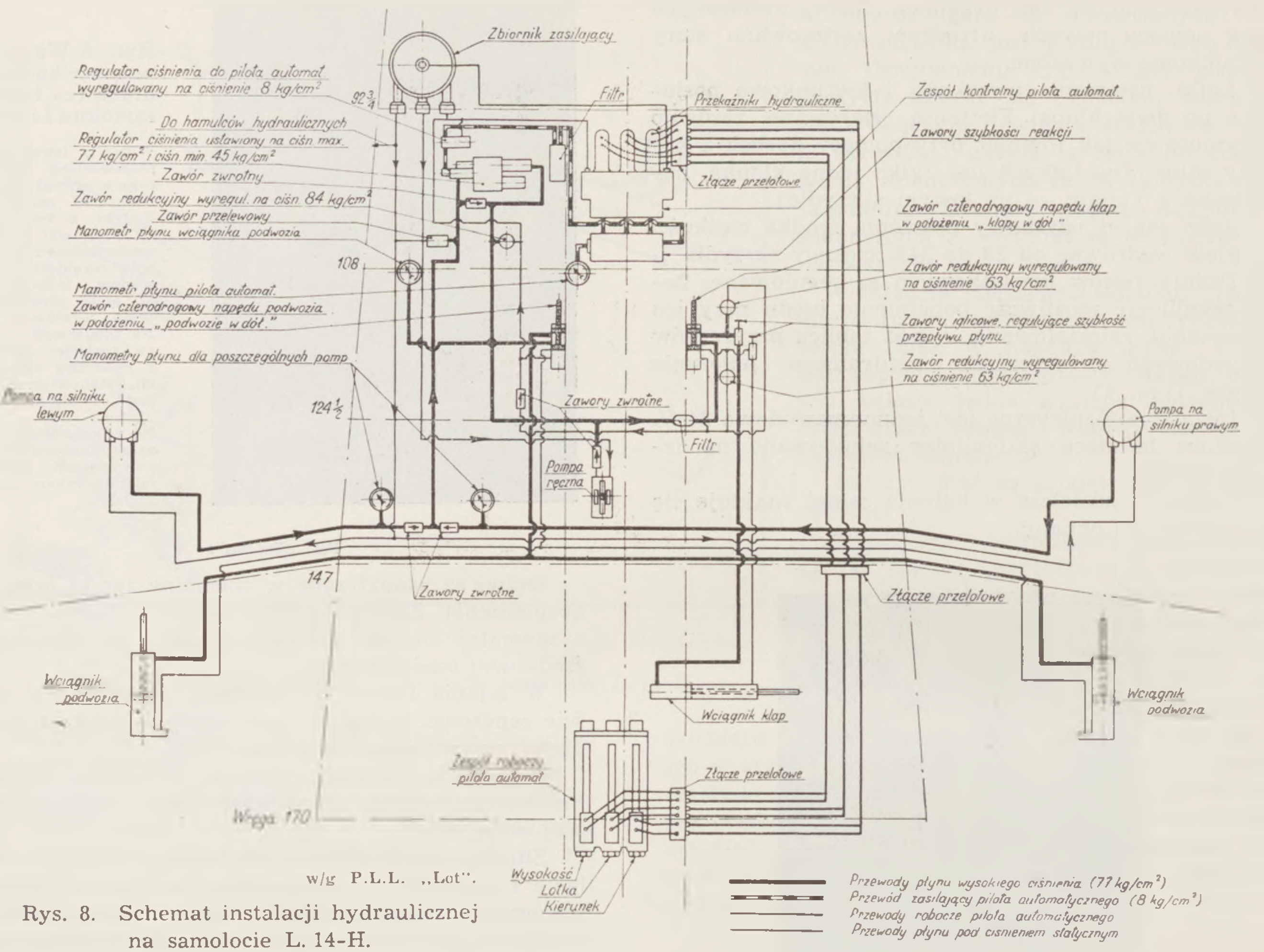
W kabinie załogi dwie niewielkie szyby (boczne, przednie) można usuwać (po odryglowaniu i oderwaniu od ram) dla zapewnienia widoczności podczas deszczu lub obmarzania, bowiem zastosowane po-



Fot. „Fotolot".

Rys. 7. Przewody i instalacje pod krawędzią natarcia środkowej części skrzydła samolotu L. 14-H.

Widać płytę gumową, w której osadzone są rury, oraz złącza typu Parkera. Krawędź natarcia skrzydła mocowana jest na zawiasach.



w/g P.L.L. „Lot".

Rys. 8. Schemat instalacji hydraulicznej na samolocie L. 14-H.

chylenie szyb nie zapewnia dostatecznej widoczności w takich warunkach.

Omówiwszy ogólnie charakterystyczne cechy samolotu L. 14, opiszę szczegółowiej pewne interesujące instalacje i zespoły.

Instalacja hydrauliczna

Samolot posiada skomplikowaną instalację hydrauliczną, uruchamiającą: wciągniki podwozia, wciągnik klap skrzydłowych, zespół napędu pilota automatycznego Sperry oraz hamulce.

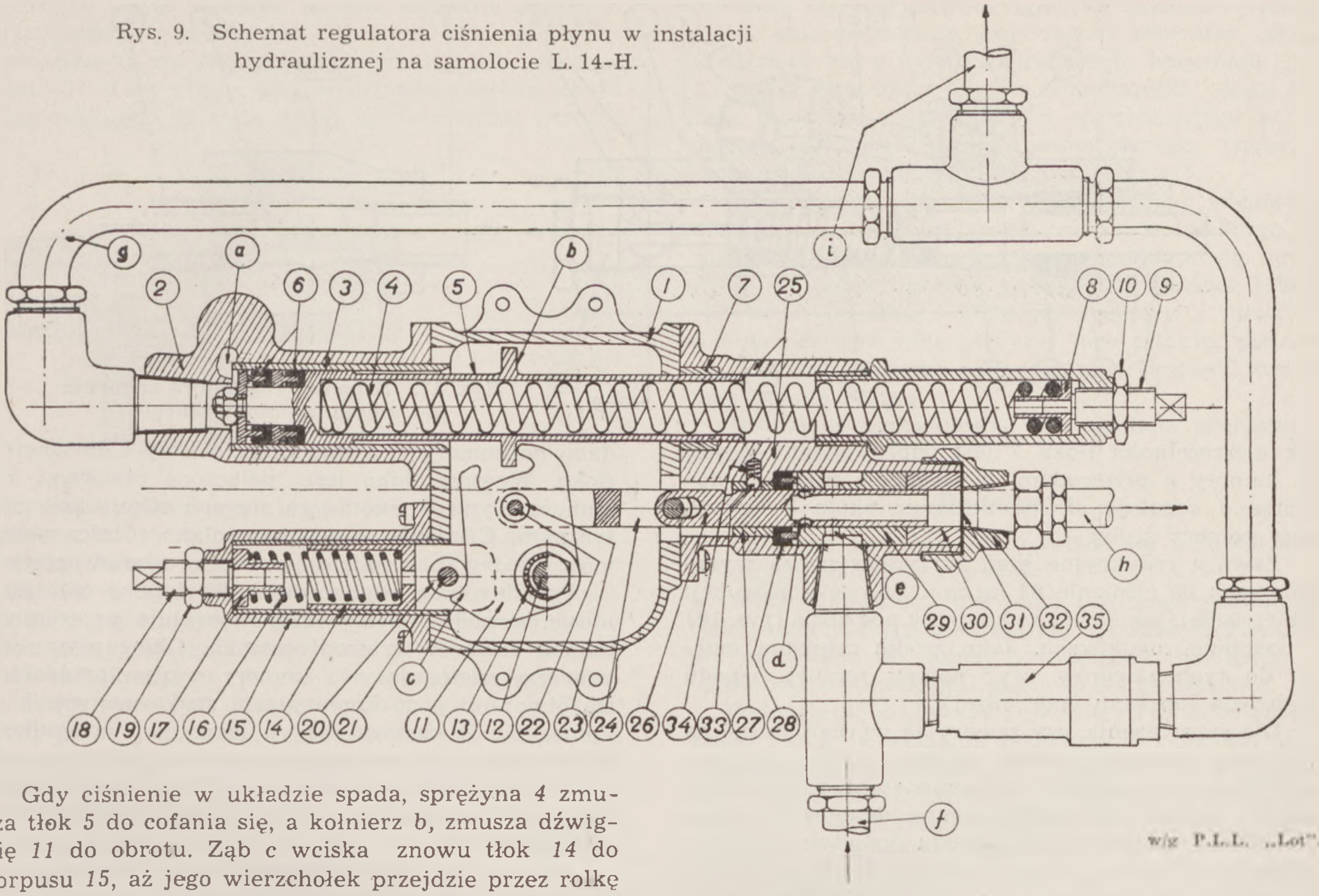
Źródłem ciśnienia w instalacji hydraulicznej (rys. 8) są dwie pompy (typu „Pesco"), umieszczone po jednej na każdym silniku. Pompy są zasilane płynem, doprowadzanym ze zbiornika.

Na przewodzie wysokiego ciśnienia każdej pompy, doprowadzającym płyn do regulatora ciśnienia, zainstalowano manometr i zawór zwrotny. Dzięki zaworom zwrotnym, w wypadku zepsucia się jednej pompy, druga zasila całą instalację hydrauliczną. Odpowiedni manometr wskazuje, która z pomp nie działa.

Płyn dopływa pod ciśnieniem przez zawór zwrotny, do regulatora ciśnienia (typu „Campbell"). Jeżeli ciśnienie płynu w układzie hydraulicznego napędu podwozia i klap osiągnie wartość 77 kg/cm², regulator samoczynnie odcina dopływ płynu do układu. Płyn, jaki dostarczają w dalszym ciągu pompy hydrauliczne jest skierowany do regulatora ciśnienia pilota automatycznego, ustawionego na ciśnienie 8 kg/cm². Gdy ciśnienie płynu w układzie spadnie do 45 kg/cm², wówczas regulator z powrotem przyłącza dopływ do układu. Po ponownym wzroście ciśnienia do 11 kg/cm², opisany cykl pracy powtarza się.

Działanie regulatora jest następujące (rys. 9): pompy hydrauliczne na silnikach doprowadzają płyn przewodem *f*. Płyn przepływa przez zawór zwrotny *35* i dostaje się przewodem *g* do komory korpusu cylindra regulatora *a*. Pod wpływem ciśnienia sprężyna *4* ugina się, dzięki czemu przesuwa się tłok regulatora *5*. Kołnierz tłoka *b* pociąga za sobą dźwignię *11*, obracającą się na łożysku kulkowym *13* dookoła śruby *12*. Normalnie tłok *14* za pośrednictwem rolki *20* utrzymuje dźwignię *11* w stałym położeniu. Sprężyna *16* przyciska stale rolkę do dźwigni. Łącznik *24*, przymocowany do dźwigni *11* porusza suwak *26*, w miarę obrotu tej dźwigni. Gdy pod wpływem ciśnienia tłok *5* przesuwa się, kołnierz *b* zmusza dźwignię *11* do obrotu. Ząb tej dźwigni *c* wciska tłok *14* korpusu *15*, aż jego wierzchołek przejdzie przez rolkę *20*. Teraz zaczyna działać sprężyna *16* i obracać dźwignię do skrajnego położenia. Przy tym położeniu suwak *26* tak się ustawia, że jego otwór *d* trafia na otwór *e* tulei *29*. Układ hydraulicznego napędu podwozia i klap jest odcięty od pomp. Pompy pracują teraz na ciśnienie 8 kg/cm², potrzebne dla pilota automatycznego; do regulatora pilota płyn odpływa przewodem *h*.

Rys. 9. Schemat regulatora ciśnienia płynu w instalacji hydraulicznej na samolocie L. 14-H.



w/g P.L.L. „Lot".

Gdy ciśnienie w układzie spada, sprężyna *4* zmusza tłok *5* do cofania się, a kołnierz *b*, zmusza dźwignię *11* do obrotu. Ząb *c* wciska znowu tłok *14* do korpusu *15*, aż jego wierzchołek przejdzie przez rolkę *20*. Teraz zaczyna pracować sprężyna *16* i obraca dźwignię do skrajnego lewego położenia. Suwak *26* zostaje przy tym przesunięty, przez co otwór *d* nie pokrywa się z otworem *e*. Płyn nie może teraz odpływać przewodem *h*, wskutek czego ciśnienie w przewodzie *f* rośnie. Gdy osiągnie ono odpowiednią wielkość, płyn zacznie się przedostawać przez zawór zwrotny *35* do układu, za pośrednictwem przewodu zasilającego *i*.

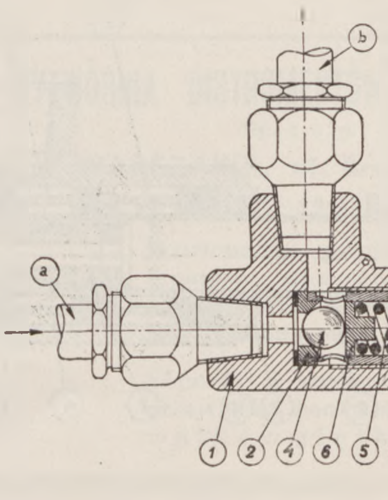
Gdy ciśnienie osiągnie swą maksymalną wielkość (77 kg/cm²), płyn zostaje ponownie odcięty w sposób poprzednio opisany. Zadaniem kulki *33* i sprężyny *34* jest utrzymywanie suwaka *26* w położeniu skrajnym prawym.

Jak wynika z rysunku są dwa rodzaje regulacji przyrządu. Jeżeli ciśnienie pracujące nie jest odpowiednie, ustala się je (do wielkości około 77 kg/cm²) przy pomocy śruby *9*. Gdy tłok *14* nie zdoła przesunąć dźwigni *11* do skrajnego lewego położenia, wskutek czego otwory *d* i *e* nie pokrywają się całkowicie, następuje dławienie płynu. Pompy będą pracowały na ciśnienie większe niż 8 kg/cm². Regulację na właściwe ciśnienie przeprowadza się przy pomocy śruby *18*.

Zadaniem zaworu redukcyjnego podwozia (rys. 3) jest uniemożliwienie wzrostu ciśnienia w instalacji hydraulicznej, w wypadku uszkodzenia regulatora ciśnienia. Zawór ten (rys. 10) powinien być wyregulowany na ciśnienie 84 kg/cm². Regulację przeprowadza się przy pomocy śruby *8*, łącząc przewód *a* ze źródłem ciśnienia.

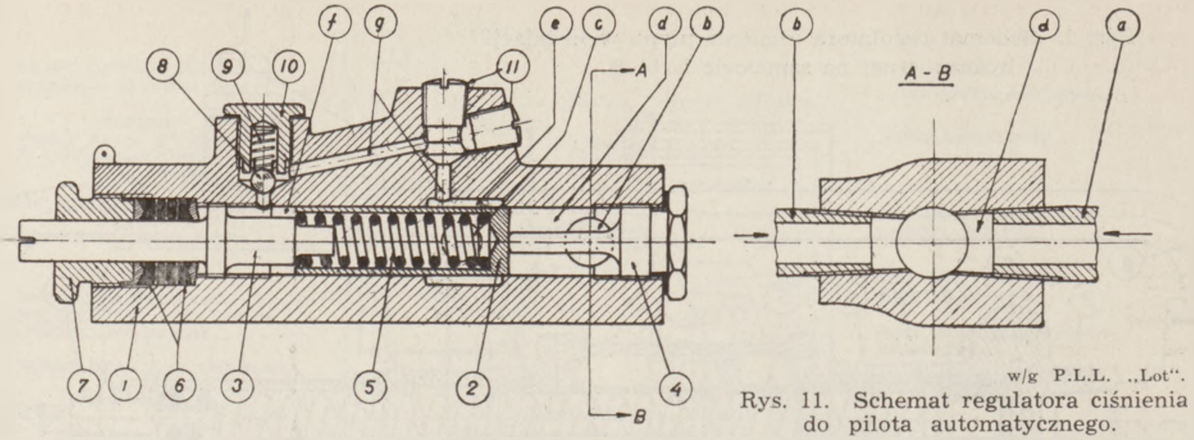
W wypadku, gdyby regulator i zawór redukcyjny przestały prawidłowo pracować, dzięki czemu powstanie nadmierny wzrost ciśnienia lub w razie spadku ciśnienia w instalacji, należy otworzyć zawór przelewowy, (por. rys. 8) który napędza się kółkiem z kabiny załogi. Z chwilą otwarcia tego zaworu pompy pracują na ciśnienie statyczne; płyn, tłoczony przez pompy jest kierowany do przewodu zasysającego, wskutek czego bieg pompy jest jałowy.

Regulator ciśnienia do pilota automatycznego (rys. 11) jest ustawiony na ciśnienie 8 kg/cm². Działanie jego jest następujące: płyn uchodzący z regulatora ciśnienia w instalacji hydraulicznej dostaje się przewodem *a* do komory *d*. Pod wpływem ciśnienia sprężyna *5* ugina się i tłoczek *2* przesuwa się, łącząc komorę *d* z komorą *e*. Komora *e* jest połączona przewodem *c* ze zbiornikiem płynu. Przewód *b* doprowadza płyn pod ciśnieniem do pilota automatycznego. Płyn przedostający się do komory *f* wsku-



Rys. 10. Schemat zaworu redukcyjnego podwozia lub klap.

w/g P.L.L. „Lot".



w/g P.L.L. „Lot".

Rys. 11. Schemat regulatora ciśnienia do pilota automatycznego.

tek nieszczelności tłoka *2* jest odprowadzany z niej do komory *e* przewodami *g*. Ciśnienie płynu w komorze *d* reguluje się na poziomie około 8 kg/cm², przy pomocy śruby *3*.

Zawory redukcyjne klap skrzydłowych są wyregulowane na ciśnienie 63 kg/cm². Są one konstrukcji takiej samej, jak zawór redukcyjny podwozia (rys. 10) i podobnie regulowane. Jako źródła ciśnienia można do tych zaworów użyć pompy ręcznej napędu podwozia lub klap (por. niżej).

Dla sprawdzenia, czy zawory są wyregulowane na właściwe ciśnienie, należy przestawić dźwignię napędu klap w położenie odpowiadające podnoszeniu, poczem pompować ręczną pompą. Manometr płynu w zespole hydraulicznego napędu podwozia pokazuje ciśnienie. To samo czyni się po przestawieniu dźwigni napędu klap do położenia odpowiadającego opuszczaniu.

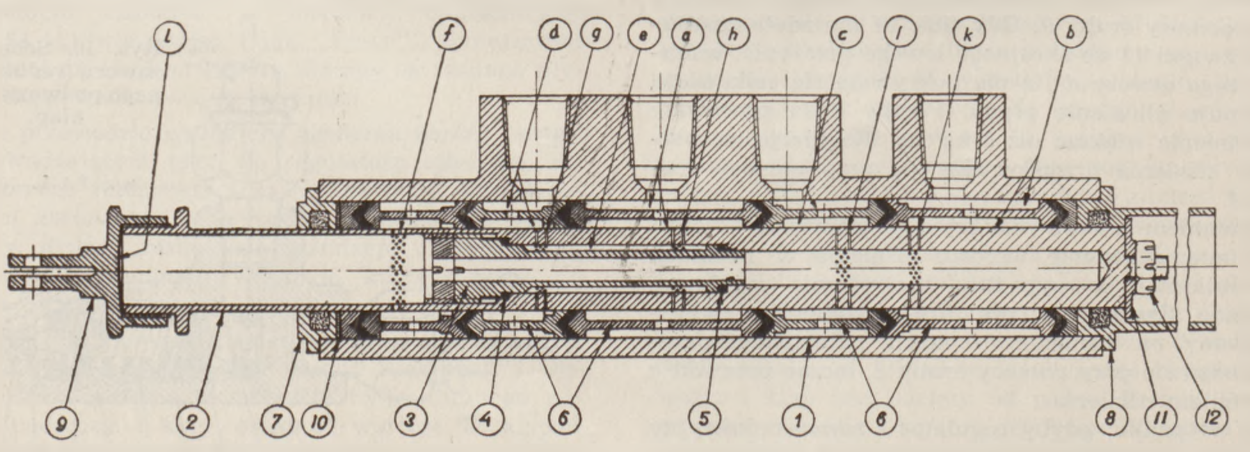
Rozrząd płynu, przepływającego pod ciśnieniem do wciągników, sterowany jest przez zawory czterodrogowe, uruchomione linkami za pośrednictwem dźwigni, mieszczących się na podstawie napędów (rys. 4).

Działanie zaworów czterodrogowych w napędach podwozia i klap (rys. 12) jest następujące: komora *a* jest zasilana stale płynem pod wysokim ciśnieniem. Dla opuszczenia podwozia lub klap ustawia się zawory w położeniu pokazanym na schemacie, wówczas płyn z komory *a* dostaje się przez otwory *h* do komory tłoka *e*, a stąd przez otwory *g* do komory *d*. Z komory *d* płyn idzie przewodami do wciągników. Płyn uchodzący z tych zespołów dostaje się przewodami do komory *c*, a stąd przez otwory *i* do wnętrza tłoka. Wnętrze tłoka jest połączone otworami *k* z komorą płynu *b* znajdującą się pod ciśnieniem statycznym. Ciśnienie to jest wywołane różnicą poziomów między zbiornikiem i zaworem czterodrogowym.

Przestawienie odpowiednich dźwigni w celu podniesienia podwozia czy klap wywołuje przesunięcie tłoków zaworów czterodrogowych. Obieg płynu jest wówczas następujący: z komory *a* płyn przedostaje się otworami *g* do komory *e*, a stąd otworami *h* do komory *c*. Z komory *c* płyn idzie do wciągników. Płyn uchodzący z wciągników dochodzi do komory *d*, z komory *d* przechodzi otworami *f* do wnętrza tłoka, które jest połączone z komorą *b* za pośrednictwem otworów *i* i *k*.

Podczas gdy czterodrogowy zawór napędu podwozia ustawia się zawsze w jednym ze skrajnych położeń, to tenże zawór w instalacji klap ustawia się normalnie w położeniu środkowym. Przy środkowym położeniu zaworu komora *a* nie łączy się ani z komorą *c* ani *d*, płyn we wciągniku klap jest zamknięty. Dzięki temu klapy można unieruchomić w dowolnym położeniu. Jeżeli czterodrogowy zawór przepuszcza płyn, można go uszczelnić przez zastosowanie odpowiedniej ilości podkładek *10*.

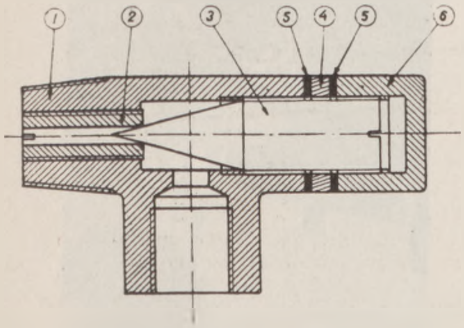
W przewodach doprowadzających płyn do wciągnika klap umieszczone zostały zawory iglicowe (rys. 13). Zawory te mają na celu uniemożliwienie zbyt szybkiego opuszczania lub podnoszenia klap. Oprócz pomp zabudowanych na silnikach, instalacja hydrauliczna posiada jeszcze pompę ręczną. Pompa ta służy do sprawdzania działania mechanizmów napędu



w/g P.L.L. „Lot"

Rys. 12. Schemat czterodrogowego zaworu napędu podwozia lub klap.

podwozia i klap w czasie postoju samolotu na ziemi, oraz napędu tych zespołów, w czasie lotu, na wypadek zepsucia się obu pomp hydraulicznych, uruchamianych przez silniki. Drążek napędu zakłada się do odpowiedniego gniazda przed użytkowaniem pompy.



Rys. 13. Schemat zaworu iglicowego w napędzie klap.

w/g P.L.L. „Lot"

Pompa ręczna (rys. 14) składa się z dwóch niezależnie od siebie pracujących tłoków. Każdy tłok posiada własny zawór zasysający i zawór tłoczący. Działanie pompy jest następujące: przy ruchu tłoka do góry płyn zasysany przewodem *a* podnosi kulkę zaworu zasysającgo i dostaje się do cylindra pompy. Przy tłoczeniu płyn zamyka zawór zasysający, otwiera zawór tłoczący i dostaje się do przewodu *b*. Przewody *b* są połączone z przewodami wysokiego ciśnienia (rys. 8). Przewody *a* łączą się z przewodem doprowadzającym płyn do pompy ręcznej.

Przed przystąpieniem do ręcznego pompowania podczas pracy silników, należy otworzyć wspomniany wyżej zawór przelewowy.

W instalacji hydraulicznej umieszczono trzy filtry. Pierwszy filtr mieści się w dolnej części zbiornika zasilającego, drugi — na przewodzie doprowadzającym płyn pod ciśnieniem do czterodrogowego zaworu napędu klap, trzeci wreszcie zabudowano na przewodzie doprowadzającym płyn do pilota automatycznego.

Na tablicy przyrządów pokładowych (rys. 4) mieszczą się trzy zawory iglicowe szybkości reakcji pilota automatycznego, oraz zespół kontrolny pilota, składający się z żyra kierunkowego, horyzontu oraz trzech przekaźników olejów. Przekaźniki doprowadzają płyn pod ciśnieniem do odpowiedniego końca zespołu roboczego pilota automatycznego, (umieszczonego pod podłogą kabiny pasażerskiej).

Do hamulców płyn jest doprowadzony odgałęzieniem przewodu zasilającego pompy, dołączonego do zbiornika. Złącze tego przewodu znajduje się mniej więcej w jednej trzeciej wysokości zbiornika (około 180 m/m od dna). Płyn powracający z instalacji wchodzi do zbiornika powyżej tego punktu, podczas gdy do dna zbiornika jest dołączony przewód zasilający pompę ręczną.

Instalacja hydrauliczna jest zasilana specjalnym płynem Sperry.

Podwozie

Chowane podwozie L. 14 składa się z dwóch niezależnych od siebie zespołów.

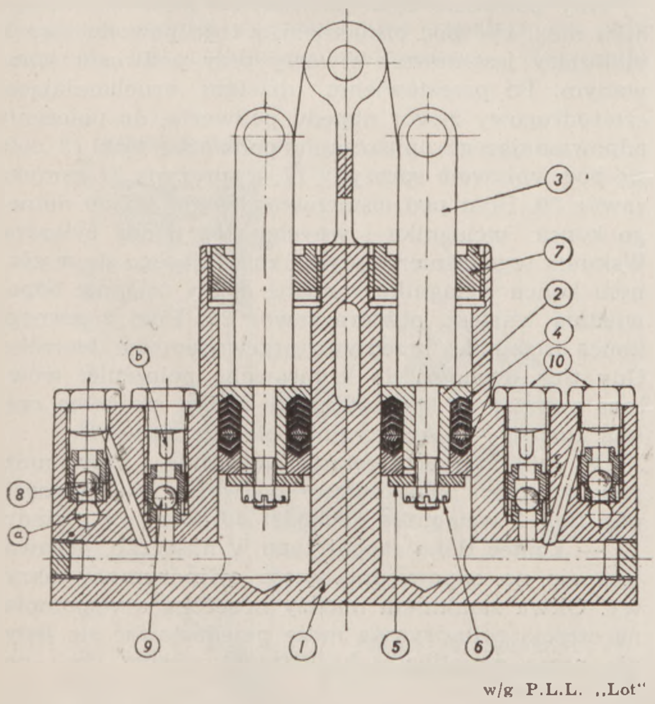
Przy schowanym podwoziu (do wnęk gondol, do tyłu) amortyzatory opierają się o poduszki gumowe, przymocowane do dolnej powierzchni dźwigara, opony kół — o zderzaki gumowo — sprężynowe.

Podnoszenie podwozia (rys. 15 i 16) odbywa się dzięki temu, że wciągnik podwozia *H* (rys. 15) wydłużając się, łamie goleń *I* (obracając się jednocześnie dokoła osi *R*); jarzmo *Q* podwozia obraca się dokoła osi *X-X*. Cylinder amortyzatora *O* łączy się z jarzmem i z goleniami podwozia.

W tulejach jarzma *14* (por. rys. 17) są osadzone osie obrotu podwozia *20* przy pomocy sworzni *21* i kołków stożkowych *22*. Osie te obracają się w okuciach *25* zamocowanych w gondoli.

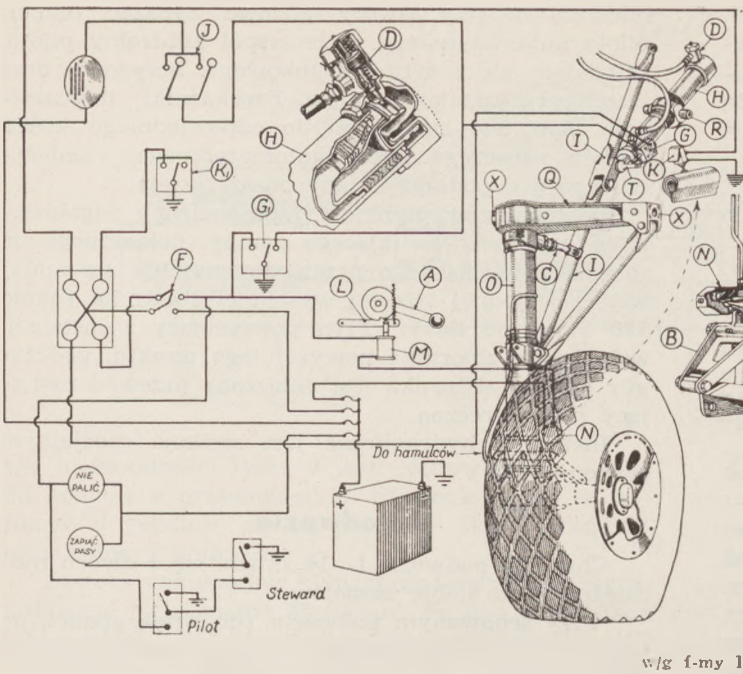
Tłok amortyzatora łączy się z osią koła. Przed obrotem tłoka w cylindrze zabezpiecza mechanizm nożycowy *B* (rys. 15).

Amortyzator olejowo-powietrzny typu „Aerol" (por. rys. 17) podczas lotu jest całkowicie rozciągnięty dzięki prężności powietrza w nim zawartego. Podczas lądowania tłok przesuwa się do góry, przetłaczając olej z komory *d* do komory *e*, przez otwór *b*. Przekrój otworu *b* zależy od położenia trzpienia *12*, który ma przekrój zmienny na swej długości. Płyn przedostając się z komory *e* do komory *c*, podnosi zawór *10*. Po ukończeniu skoku tłoka sprężone powietrze usiłuje przetłoczyć olej z powrotem, jednak zawór *10*, prowadzony na sworzniach *11* zamyka się



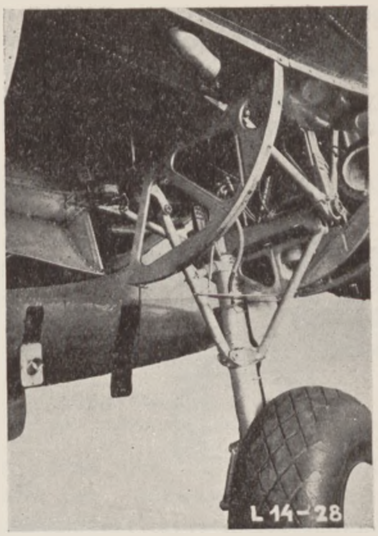
w/g P.L.L. „Lot"

Rys. 14. Schemat pompy ręcznej w instalacji hydraulicznej na samolocie L. 14-H.



w/g f-my Lockheed.

Rys. 15. Schemat podwozia.



Fot. „Fotolot".

Rys. 16. Zespół podwozia samolotu L. 14-H.

Widać: amortyzator, łamaną goleń, oś obrotu zespołu, zespół hydrauliczny zabezpieczający, zespół wciągnika (u góry z lewej strony), zaś pod nim wyłącznik światła sygnalizacyjnego dla podwozia podniesionego; obok — zderzaki amortyzatora i opony.

Przez otwarty wziernik kadłuba (lewy) widać zawór spustowy, na pokrywie wziernika zabezpieczenie przeciw niedomknięciu lub przypadkowemu otworzeniu. Dalej na prawo — otwarte pomieszczenie na akumulator; obok włazu pomieszczenia — światło oświetlające podwozie.

i olej może przepływać tylko otworem *a*, co zapobiega gwałtownemu rozprężaniu amortyzatora.

Odpowiedni dobór wielkości otworów *a* i *b* oraz kształt trzpienia pozwoliły uzyskać potrzebną charakterystykę pracy amortyzatorów. Całkowity skok wynosi 255 mm.

Uszczelki *5* tłoka amortyzatora zdejmuje się po odkręceniu górnej prowadnicy tłoka *3*, która na tłok jest wkręcana i zalutowana na cynę.

Zespół wciągnika podwozia (rys. 18) składa się z cylindra *1*, tłoka *2*, kompletu uszczelek tłoka *3* i cylindra *6* oraz zamka blokującego *12*. Cylinder i tłok są wykonane z rur chromomolibdenowych. Cylinder jest zamocowany w specjalnym okuciu *23*, które posiada czopy osadzone w łożyskach, przymocowanych do dźwigara skrzydła.

Po całkowitym wciągnięciu tłoka do cylindra, a więc po zajęciu przez podwozie położenia do lądowania, wciągnik zostaje samoczynnie zabezpieczony przez zamek blokujący (*D* na rys. 15). Taki układ ma tę zaletę, iż gładź tłoka nie zanieczyszcza się podczas lądowania i kołowania.

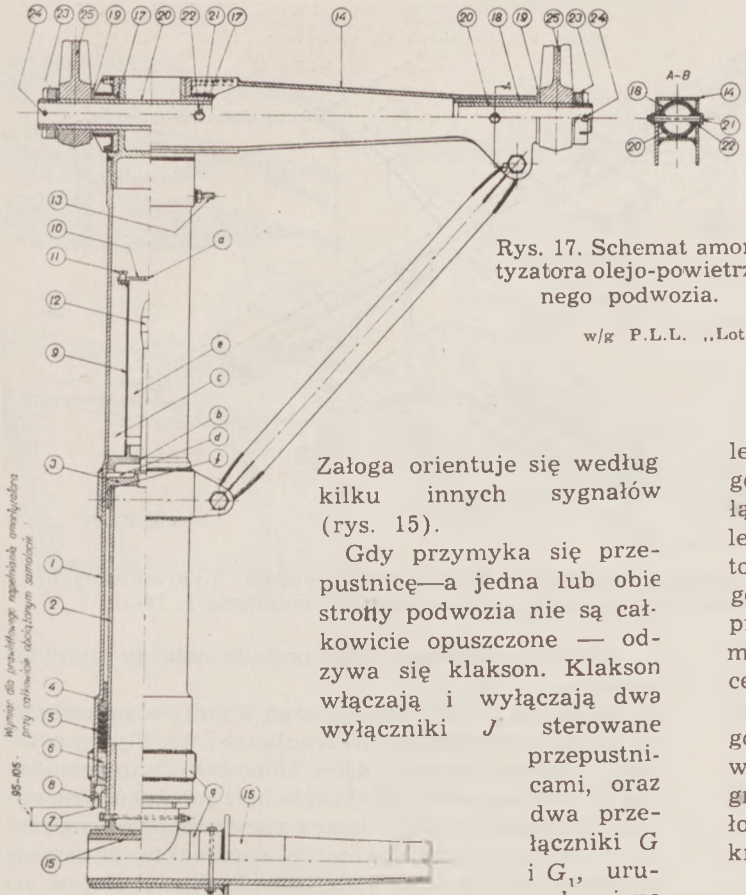
Tłok *13* zamka blokującego (rys. 18) jest przymocowany do sworznia *22*, którego jeden koniec wskakuje w rowek *c* tłoka *2*, blokując wciągnik podwozia. Drugi koniec tego sworznia *b* przechodzi przez otwór *d* w pokrywie zamka *18* i służy jako wskaźnik czy podwozie jest zablokowane. Jeżeli tłok wciągnika nie oprze się o pokrywę cylindra *10*, sworzeń *23* nie wskoczy w rowek *c*, zaś wskaźnik *b* będzie wystawać z pokrywy *18*.

Działanie zamka blokującego jest następujące. Przypuśćmy, że podwozie jest opuszczone i zabezpieczone; przestawia się w kabinie załogi dźwignię uruchamiającą czterodrogowy zawór napędu podwozia w położenie odpowiadające podnoszeniu. Płyn pod ciśnieniem wchodzi do cylindra zamka *12* przez otwór *e*. Pod wpływem ciśnienia sprężyna *17* ugina się, a tłok *13* podnosi się do góry. Gdy koniec sworznia *22* wyjdzie z rowka tłoka *c*, kołnierz *a*, znajdujący się na sworzniu oprze się o zawór *20*. Ponieważ powierzchnia tłoka *13* zamka jest większa niż powierzchnia zaworu *20*, przeto płyn podniesie jeszcze dalej tłok, a kołnierz *a* podniesie zawór *20*. Zderzak *19* ogranicza skok tłoka *13*. Po otwarciu zaworu *20* płyn swobodnie dostaje się do górnego końca zespołu hydraulicznego i wypycha tłok *2* z cylindra *1*.

Aby podwozie było podniesione płyn we wciągniku musi być pod ciśnieniem, z tego powodu zamek blokujący jest zawsze otwarty przy podwoziu schowanym. Po przestawieniu dźwigni uruchamiającej czterodrogowy zawór napędu podwozia, do położenia odpowiadającego opuszczaniu podwozia, tłok *13* cofa się pod wpływem sprężyny *17*, a sprężyna *21* zamyka zawór *20*. Płyn pod ciśnieniem dostaje się do dolnego końca wciągnika i wpycha tłok *2* do cylindra. Wskutek tego ciśnienie płynu, znajdującego się w górnym końcu wciągnika wzrasta, a gdy osiągnie odpowiednią wartość, otwiera zawór *20*. Płyn z górnego końca wciągnika przepływa przewodem do zbiornika. Gdy tłok dochodzi do krańcowego położenia, wówczas sworzeń *22*, po zetknięciu się ze stożkową częścią tłoka *f* — samoczynnie blokuje podwozie.

W celu zamortyzowania uderzenia, które może powstać przy opuszczaniu podwozia, w momencie gdy tłok *2* wciągnika dochodzi do pokrywy cylindra *10* — koniec tłoka zaopatrzono w miseczkę, nasuwającą się na odpowiednią część cylindryczną pokrywy. Oliwa zamknięta między miseczką a wspomnianą częścią cylindryczną może przedostawać się jedynie przez szczelinę, jaka istnieje między tymi powierzchniami.

Zablokowanie podwozia nie jest sygnalizowane do kabiny załogi, trzeba je sprawdzać z zewnątrz.



Rys. 17. Schemat amortyzatora olejo-powietrznego podwozia.

w/g P.L.L. „Lot".

Załoga orientuje się według kilku innych sygnałów (rys. 15).

Gdy przymyka się przepustnicę—a jedna lub obie strony podwozia nie są całkowicie opuszczone — odzywa się klakson. Klakson włączają i wyłączają dwa wyłączniki *J* sterowane przepustnicami, oraz dwa przełączniki *G* i G_1, uruchamiane trzpieniami *T*, przymocowanymi do środkowych przegubów łamanych goleni *I*.

Światła sygnalizacyjne są umieszczone na tablicy przyrządów. Każdy zespół podwozia ma własną sygnalizację. Zielone światła palą się, gdy podwozie jest całkowicie opuszczone. Światła są sterowane przełącznikami *G* i G_1, przymocowanymi do dolnych końców cylindrów zespołów hydraulicznych. Czerwone światła sygnalizacyjne zapalają się, gdy podwozie jest całkowicie podniesione. Wyłączniki tych świateł *K* i K_1 są umocowane na tylnej powierzchni dźwigara. Gdy podwozie jest całkowicie podniesione amortyzatory naciskają wyłącznik, przez co zostają zamknięte obwody świateł czerwonych. Światła sygnalizacyjne można zgasić przy pomocy wyłącznika *F*.

Przewidziano specjalne zabezpieczenie uniemożliwiające przypadkowe podniesienie podwozia podczas postoju samolotu. Dźwignia *A*, sterująca czterodrogowy zawór podwozia (normalnie osadzona w wycięciu prowadnicy), posiada zapadkę *L*, która zluźnia się jedynie gdy podwozie jest całkowicie opuszczone i amortyzatory są całkowicie rozciągnięte.

Zapadka jest bowiem połączona z rdzeniem solenoidu *M*. Zluzowanie zapadki następuje wówczas, gdy zamknięty zostanie obwód solenoidu przez przełącznik G_1 oraz przez wyłącznik *N*, umieszczony na lewej goleni podwozia, co następuje, gdy amortyzator całkowicie się wydłuży. Jeżeli w pewnych szczególnych okolicznościach trzeba zapadkę zwolnić przemocą (gdy np. zatnie się rdzeń solenoidu), to można to uskutecznić przez naciśnięcie zapadki palcem, przez otwór w ścianie podstawy napędów.

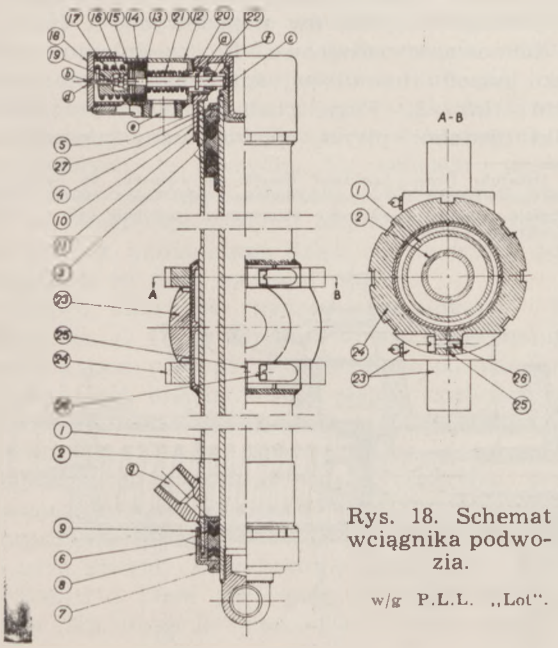
Przewidziano możliwość uruchomienia podwozia, gdy dźwignia napędu została złamana. W tym celu w napęd czterodrogowego zaworu wbudowano gniazdko (dostępne po odchyleniu pokrywki w podłodze kabiny załogi), w które można wstawić śrubokręt lub pręt umożliwiający sterowanie zaworu.

Położenie podwozia jest widoczne z kabiny załogi. Gdy jest ciemno, obserwacje można prowadzić po zapaleniu świateł wbudowanych w ściany kadłuba.

Z napędem podwozia jest związana sygnalizacja w kabinie pasażerskiej. Gdy podwozie jest opuszczone palą się światła napisów „nie palić" i „zapiąć pasy". Po podniesieniu podwozia gaśnie pierwsze światło, drugie zaś tylko w tym wypadku, gdy odpowiednie wyłączniki w kabinie załogi i na tablicy rozdzielczej stewarda są wyłączone.

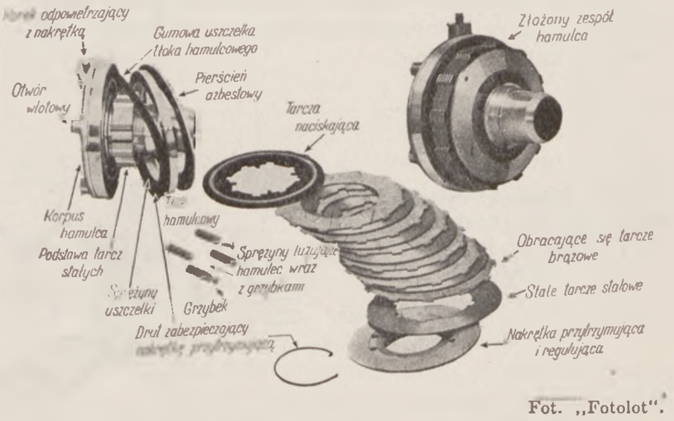
Przy zastosowaniu napędu z pomp zabudowanych na silnikach podnoszenie podwozia trwa około 7 sek. opuszczanie około 4,5 sek.; przy użyciu pompy ręcznej — odpowiednio, w przybliżeniu — 60 sek i 30 sek.

Ostatnio firma Lockheed przewidziała zainstalowanie specjalnego zespołu hydraulicznego, zabezpieczającego podwozie w dolnym położeniu, w razie popsucia się instalacji hydraulicznej. W takim wy-



Rys. 18. Schemat wciągnika podwozia.

w/g P.L.L. „Lot".



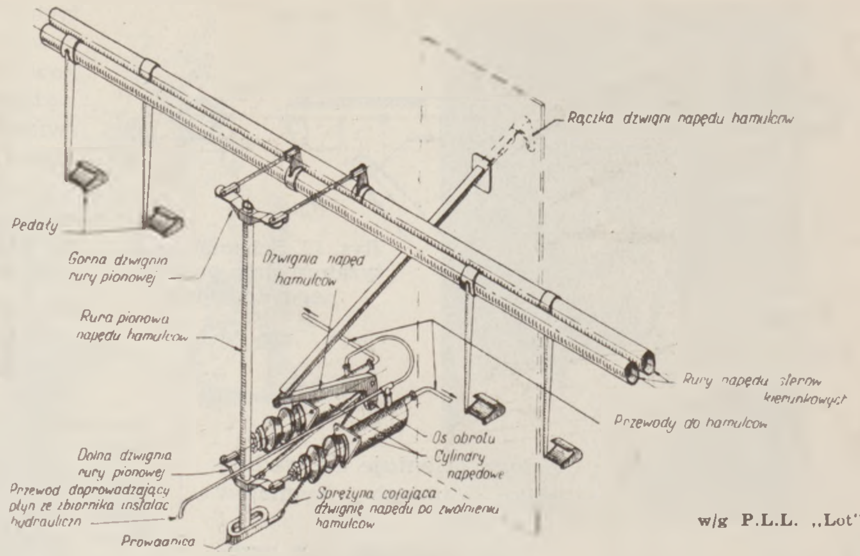
Fot. „Fotolot".

Rys. 19. Zespół hydraulicznego hamulca tarczowego „Goodyear".

padku podwozie jest opuszczane przez wyrywanie samolotu z lotu nurkowego. W celu doprowadzenia podwozia do położenia, przy którym następuje zabezpieczenie przez zablokowanie, zabudowuje się dodatkowy zespół hydrauliczny zabezpieczający, między łamaną golenią a amortyzatorem C (por. rys. 15). Wciągnik posiadający własną instalację hydrauliczną, jest napędzany specjalną pompą ręczną, obok której umieszczono zawór redukcyjny, uniemożliwiający powstawanie nadmiernego ciśnienia.

Hamulce

Koła podwozia są zaopatrzone w różnicowe, hydrauliczne hamulce tarczowe typu „Goodyear". Hamulec tego typu stanowi wielotarczowe sprzęgło, pracujące na sucho (rys. 19).



w/g P.L.L. „Lot".

Rys. 20. Schemat napędu i sterowania różnicowego hydraulicznych hamulców tarczowych „Goodyear" na samolocie L. 14-H.

Tarcze brązowe, zazębione na wewnętrznym obwodzie z piastą koła, są ułożone naprzemian z tarczami stalowymi, zazębiającymi się z częścią stałą hamulca. Przez doprowadzenie odpowiedniego ciśnienia do otworu wlotowego hamulca, uzyskujemy pożądany stopień hamowania koła. Pierścień azbestowy, umieszczony między tłokiem i tarczą naciskającą, ma za zadanie uniemożliwienie nagrzewania się płynu hamulcowego wskutek ciepła wytwarzanego przy hamowaniu koła. Po zwolnieniu hamulca, tłok cofa się pod wpływem sprężyn luzujących, rozmieszczonych w równych odstępach na obwodzie podstawy tarcz stałych. Przy regulacji należy zwracać uwagę na luz, który dla całego kompletu tarcz powinien wynosić 1 mm.

Hamowanie odbywa się bądź równomiernie przy pomocy dźwigni ręcznej, bądź po przyhamowaniu dźwignią — różnicowo, za pośrednictwem pedałów (rys. 20).

Górny koniec rury pionowej napędu hamulców jest osadzony w łożysku przegubowym, wskutek czego może obracać się dokoła swej osi podłużnej, jak również wychylać się we wszystkich kierunkach. Dolny koniec tej rury jest prowadzony w prowadnicach, tak, że rura może jedynie wykonywać ruchy obrotowe dokoła swej osi podłużnej i wychylać się wprzód i wtył.

Rączka dźwigni napędu hamulców jest zaopatrzona w zęby i wystaje pośrodku podstawy napędów w kabinie załogi.

Hamulec każdego koła posiada własny cylinder napędowy (rys. 21).

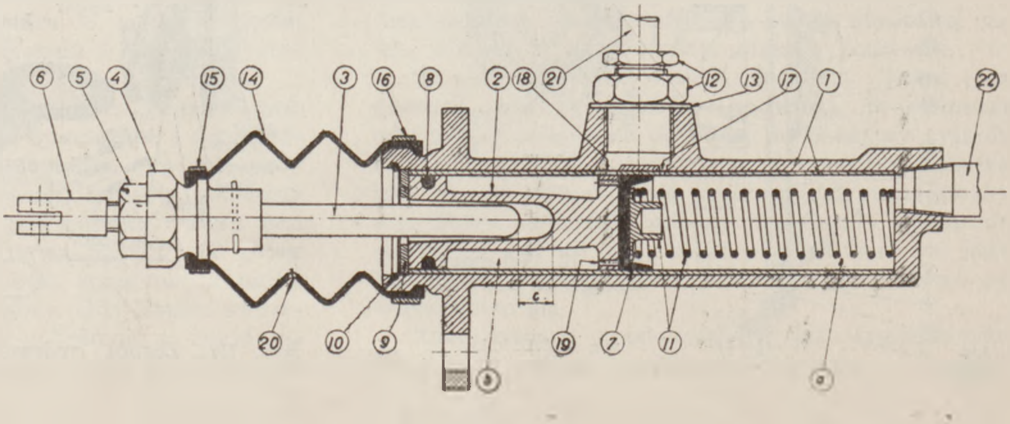
Hamulce — jak wspomniano wyżej — są zasilane ze zbiornika instalacji hydraulicznej [1]). Płyn zasilający dopływa do cylindrów napędowych przewodami *21*. Pociągnięcie rączki dźwigni hamulców powoduje cofnięcie dolnego końca rury pionowej napędu, co wywołuje ruch tłoków *2*, a przez to powstanie ciśnienia w obu układach hamulcowych. Napęd na tłok przenosi się za pośrednictwem drążka tłokowego *3* i widełek regulowanych *6*. Wszelkie zmiany objętości płynu, wywołane wahaniami temperatury lub nieszczelnością w układzie hamulców są wyrównywane przez otwór kompensacyjny *17*. Na skutek przesunięcia tłoka *2*, uszczelka 7 zamyka otwór kompensacyjny *17*; ciśnienie w komorze cylindra *a*, zarówno jak i w całym układzie hamulca wzrasta. Do zespołu hamulca płyn przepływa przewodem *22*.

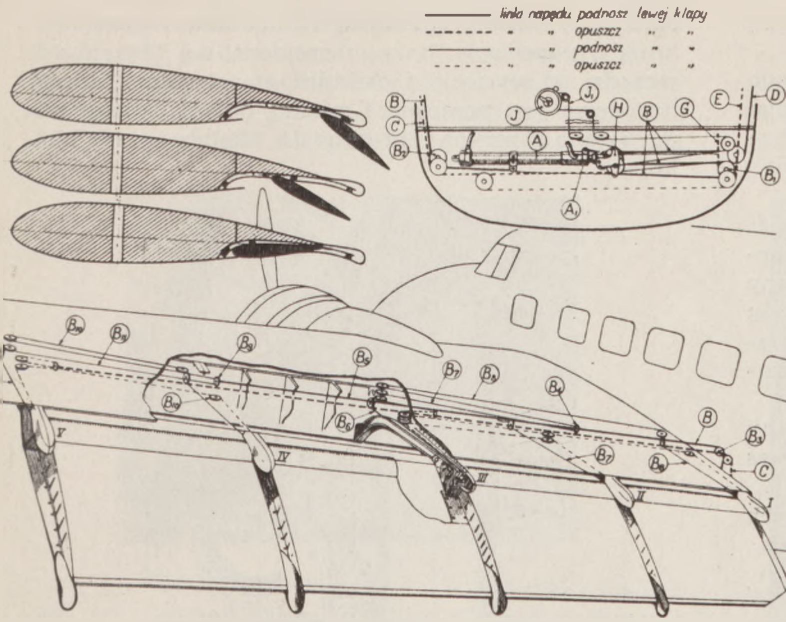
Gdy wychylony zostaje jeden z pedałów, rury napędu sterów obrócą się o pewien kąt, co spowoduje obrót rury pionowej napędu hamulców dokoła jej osi podłużnej. Obrót tej rury wywołuje przesunięcie tłoka jednego z cylindrów napędowych, a tym samym hamowanie różnicowe. Po zwolnieniu rączki dźwigni napędu hamulców, sprężyna *11* cofa z powrotem tłok *2*. Przy ruchu powrotnym tłoka, wszelki niedobór płynu, spowodowany nieszczelno-

[1]) Ostatnio firma Lockheed doszła do wniosku, że będzie korzystniej ze względu na pracę hamulców, gdy każdy cylinder napędowy będzie zasilany z własnego zbiorniczka (podobnie jak na samolocie Lockheed Eletra).

Rys. 21. Schemat cylindra napędowego do hydraulicznych hamulców tarczowych „Goodyear".

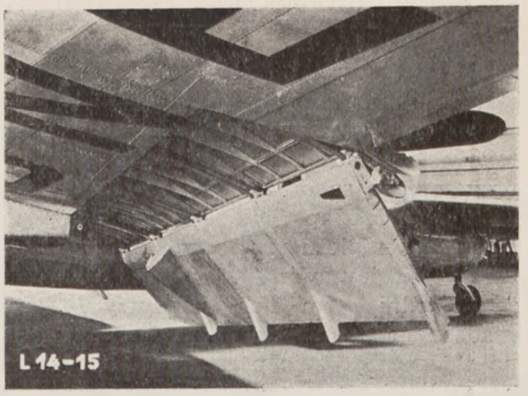
w/g P.L.L. „Lot".





w/g f-my Lockheed.

Rys. 22. Schemat napędu klap skrzydłowych.



Fot. „Fotolot".

Rys. 23. Klapy skrzydłowe samolotu L.14-H, całkowicie opuszczone.

Widać: wózki klapy oraz prowadnice dwuteowe, zamocowane do konstrukcji skrzydła; połowa osłony końca zewnętrznej prowadnicy została podniesiona, dzięki czemu widoczny jest krążek, umieszczony na końcu prowadnicy.

ścią przewodu lub zespołu hamulca, jest uzupełniany z komory tłoka *b* przez otwory *19*. Komora tłoka jest zasilana przez otwór *18*. Uszczelka *7* pracuje jako uszczelka tylko przy ruchu tłoka *2* do przodu. Uszczelka *8* zapobiega wyciekaniu płynu do osłony gumowej *14*, chroniącej zespół od kurzu.

Jedyna regulacja jaka istnieje przy cylindrze napędowym polega na ustaleniu odpowiedniej długości drążka tłokowego, za pośrednictwem widełek *6*. Luz *c* ustala się w granicach 8—10 mm. Prawidłowe działanie hamulca wymaga ponad to, by otwór kompensacyjny w cylindrze napędowym był otwarty, gdy tłok opiera się o zderzak *9*.

Jeżeli do instalacji hydraulicznej hamulców dostanie się powietrze — hamulce będą działały wadliwie, w tym wypadku należy je odpowietrzyć wraz z całą instalacją.

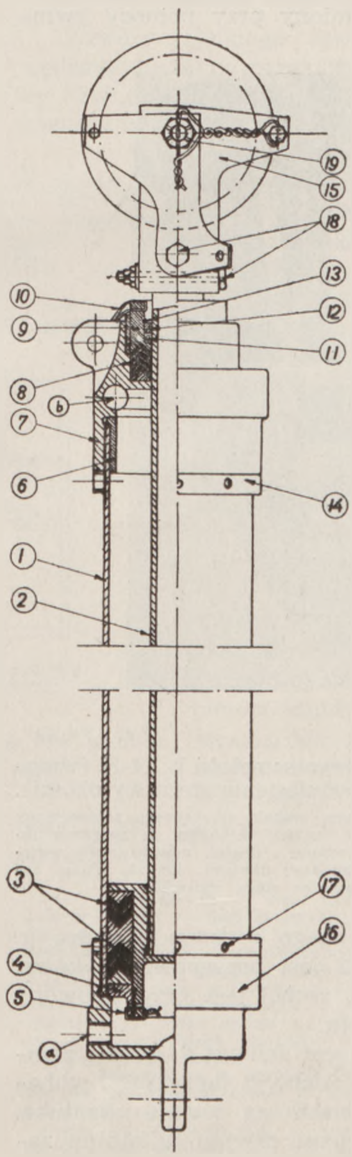
Klapy skrzydłowe

Zastosowano klapy skrzydłowe typu Fowlera (rys. 22 i 23). Klapy te stanowią powierzchnie wysuwane z pod skrzydła i jednocześnie stopniowo obracane (największy kąt wynosi około 35°).

Każda klapa wisi na pięciu wózkach, przesuwających się po półkach prowadnic dwuteowych, przymocowanych do skrzydła. Na końcach prowadnic umieszczono gumowe zderzaki. Zakończenia prowadnic są okryte specjalnymi osłonami. Ze względu na prowadnice każda klapa dzieli się na cztery odcinki, połączone od dołu paskami blachy.

Napęd klap jest hydrauliczno-linkowy. Zespół wciągnika *A* (rys. 22) jest umieszczony napoprzek kadłuba pod podłogą; tłok zespołu posiada konsolę *H*, w której osadzony jest zespół krążków napędu linkowego. Linki *B* i *D*, służące do wciągania — odpowiednio — lewej i prawej klapy są zaczepione w miejscu *G* do specjalnej konsoli krążków, przymocowanej do ściany kadłuba. Linki *C* i *E*, powodujące opuszczanie lewej i prawej klapy, są przyczepione do uszu głowicy A_1 cylindra wciągnika.

Napęd z linek głównych rozgałęzia się na linki dalsze. Np. linka *B*, przebiegłszy od punktu *G*, przez krążek konsoli *H* oraz krążki B_1, B_2, B_3 — skręca do wnętrza skrzydła, idąc za dźwigarem. W dalszym ciągu wspomniana linka *B*, za pośrednictwem rozgałęźnika B_4, rozdziela się na cztery linki: B_5, B_6, B_7, B_8, przy czym linka B_5 — za pośrednictwem rozgałęźnika B_9 — rozdziela się na dwie linki B_{10} i B_{11}. W rezultacie do wózków klap zaczepione są linki napędu podnoszenia klap: B_6, B_7, B_{10} i B_{11}.



Rys. 24. Schemat wciągnika klap.

w/g P.L.L. „Lot".

Linki napędu opuszczania klap, po przejściu przez krążki, zamocowane na końcach prowadnic, również zaczepione są do wózków.

Rozgałęźniki linek napędowych prowadzone są w specjalnych rurach, przymocowanych do żeber skrzydła.

Napęd klap uruchamia się po odpowiednim przestawieniu z położenia neutralnego dźwigni czterodrogowego zaworu klap, mieszczącej się na podstawie napędów w kabinie załogi. W wypadku pęknięcia dźwigni tego zaworu można klapy uruchomić ko-

rzystając z gniazdka mieszczącego się pod pokrywką podłogi.

Klapy można wysunąć tak, jak tego wymagają okoliczności; położenie klap w procentach pełnego opuszczenia wykazuje specjalny wskaźnik *J*, uruchamiany za pomocą linek J_1 i bębna; końce tych linek przyczepione są do konsoli *H*.

Wciągnik klap (rys. 24) składa się z: cylindra *1*, tłoka *2*, kompletu uszczelek tłoka *3* i kompletu uszczelek głowicy cylindra *8*. Cylinder jest zamocowany za pośrednictwem ucha pokrywy *16* oraz uchwytu osadzonego obok głowicy 7. Głowica, jak wspomniano wyżej, ma dwie pary uszu, do których zaczepione są linki napędu klap.

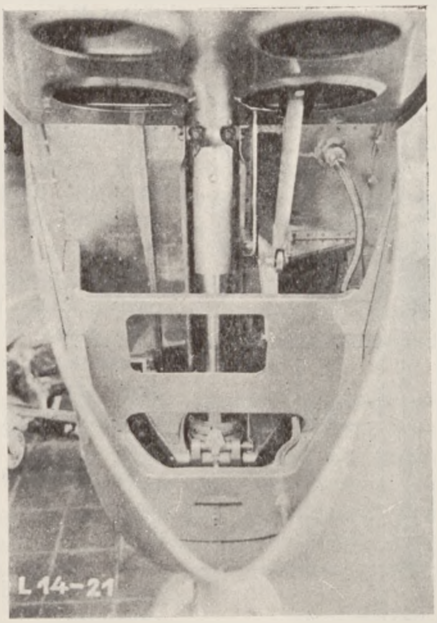
Podczas opuszczania klap płyn jest doprowadzany przez otwór *a* w pokrywie cylindra, wypływa zaś przez otwór *b* w głowicy.

Przy zastosowaniu napędu z pomp zabudowanych na silnikach, opuszczanie klap trwa około 20 sek., podnoszenie — około 30 sek.

Zespół koła ogonowego

Koło ogonowe może się ustawiać w dowolnej pozycji; obraca się mianowicie tłok w cylindrze amortyzatora (rys. 25).

Na dolnym końcu cylindra *1* (rys. 26) jest osadzony widelec, unieruchomiony przy pomocy gwintowanego kołka, zespawanego z dnem cylindra *h*. Do górnego końca tłoka *2* jest przyspawane okucie, za pośrednictwem którego zespół jest przymocowany do ściany kadłuba samolotu.



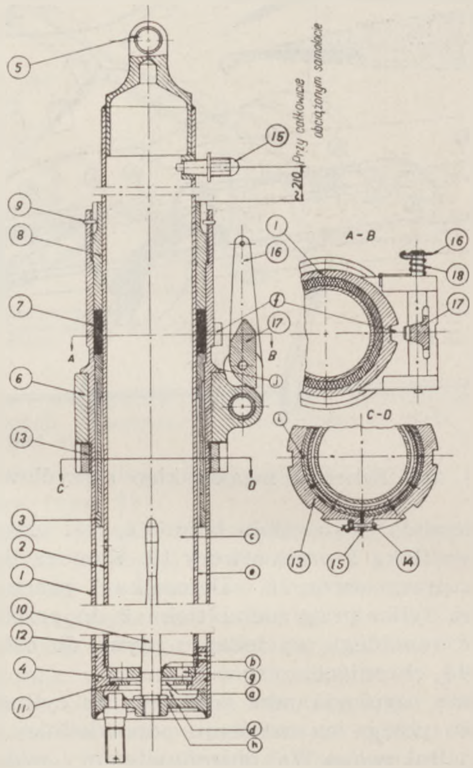
Fot. „Fotolot".

Rys. 25. Zespół koła ogonowego samolotu L. 14-H (widoczny od tyłu samolotu, po podniesieniu steru wysokości).

Widać: amortyzator koła ogonowego, wahak, do którego zamocowany jest uchwyt cylindra amortyzatora, zamek blokujący ze sprężyną luzującą oraz (z prawej strony) dźwignię i drążek napędu steru wysokości (na trzecim ramieniu wspomnianej dźwigni, już za ścianą, zamocowany jest przeciwciężar steru wysokości).

Na cylindrze osadzony jest uchwyt *6*, wraz z zamkiem *17* blokującym koło. Uchwyt łączy się z wahakiem, osadzonym w okuciach na ścianie kadłuba.

Po odpowiednim ustawieniu dźwigni w kabinie załogi, następuje zablokowanie zespołu, gdy koło znajdzie się w płaszczyźnie symetrii kadłuba. Zamek blokujący, napędzany linką, zaczepioną do dźwigni *16*, wchodzi w wycięcie *f* cylindra amortyzatora. Linka napędowa jest przecięta i między obie jej części zamocowano sprężynę. Sprężyna *18* zwalnia zamek blokujący.



w/g P.L.L. „Lot".

Rys. 26. Schemat amortyzatora olejowo-powietrznego koła ogonowego.

Amortyzator jest olejowo-powietrzny typu „Aerol" (rys. 26). Amortyzator ten pracuje na zasadzie odwrotnej niż amortyzator podwozia. Podczas lądowania cylinder przesuwa się, przetłaczając olej z dolnej komory *d* do komory górnej *c*, przez otwór przepływowy regulowany *b*, o przelocie zależnym od położenia trzpienia *10*. Płyn przepływając do komory *c* dociska zawór *11*, zamykając otwory *g*. Po ukończeniu skoku cylindra, sprężone powietrze przetłacza olej z powrotem otworami *g* i *b*.

Całkowity skok amortyzatora wynosi ok. 215 mm.

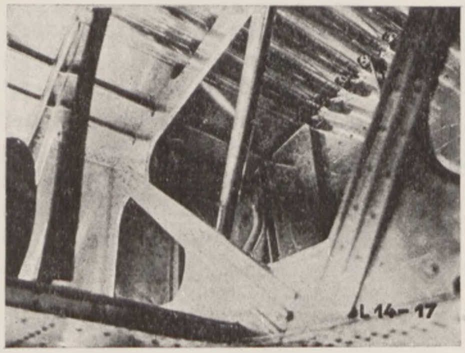
Interesująca jest regulacja luzu pomiędzy uchwytem *6* a kołnierzem *j* amortyzatora. Dokonywana jest ona przy pomocy przeciętej nakrętki *13* i wkładki *15*, którą osadza się w jednym z rowków, naciętych na gwincie cylindra amortyzatora. Elementy te ściąga się przy pomocy śruby *14*.

Instalacja obiegu paliwa

Lockheed 14 nie posiada zwykłych zbiorników paliwa; zastępują je komory, mieszczące się wewnątrz środkowej części skrzydła, zamknięte od dołu dużymi pokrywami (rys. 27). Takich zbiorników pracujących jest cztery: dwa mieszczą się przed dźwigarem i dwa za nim.

Oczywiście wszystkie połączenia ścian zbiorników, podobnie jak i pokrywy dolne zostały uszczelnione specjalnym środkiem; stosuje się cement zwany „Neoprene" (pewien rodzaj gumy), rozcieńczony płynem „Toluol" (w stosunku 3:1).

Każdy zbiornik jest połączony z zaworem, przyłączającym go do obiegu (rys. 28). Od zaworu przyłączającego poszczególne zbiorniki prowadzi przewód do ręcznej pompy paliwa (wydajność jej wynosi ok. 22 l min przy 120 ruchach dźwigni na minutę). Na

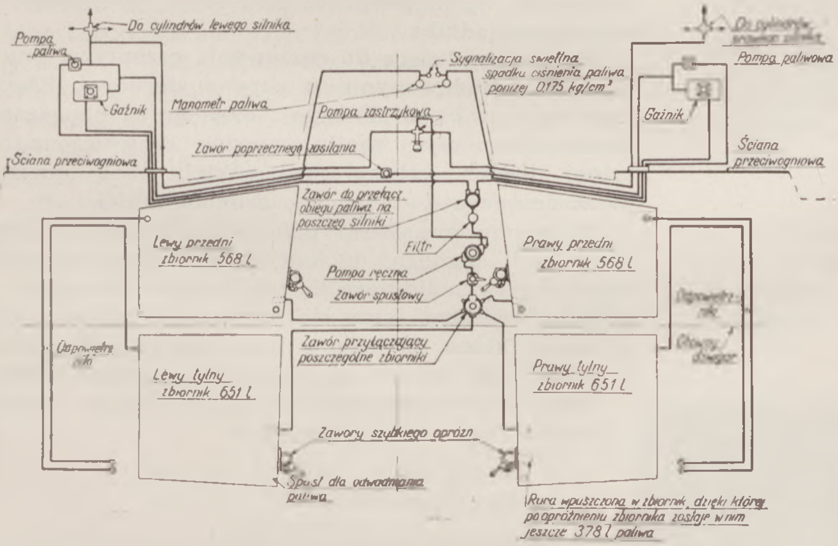


Fot. „Fotolot".

Rys. 27. Zbiornik pracujący (prawy tylny) w skrzydle samolotu L. 14-H.

Widać rurę uniemożliwiającą całkowite opróżnienie zbiornika oraz rurę, w którą jest wpuszczony woreczek z dwuchromianem potasu. Z konstrukcji skrzydła można zauważyć pas blachy falistej, usztywniającej górne pokrycie.

przewodzie, łączącym ręczną pompę z zaworem przyłączającym paliwo na poszczególne silniki — umieszczono filtr. Wspomniane zawory oraz pompa ręczna są uruchamiane przy pomocy linek (rys. 29). W wypadku nie działania jednej z pomp paliwowych



w/g f-my Lockheed.

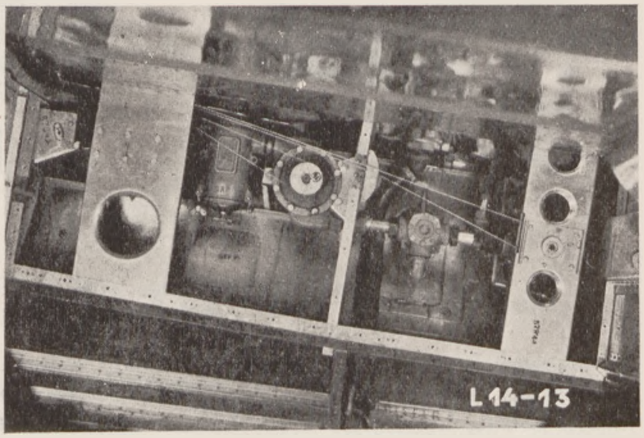
Rys. 28. Schemat obiegu paliwa na samolocie L.14-H.

(typ „Pesco"), należy otworzyć zawór poprzecznego zasilania, dzięki czemu nadmiar paliwa pompy pracującej zasila gaźnik drugiego silnika.

Przewód ssący pompy zastrzykowej jest połączony z wylotem ręcznej pompy paliwa. W przypadku uszkodzenia pompy zastrzykowej mogą być wykonane zastrzyki do gaźników za pośrednictwem odpowiednich pompek wbudowanych w gaźniki uruchamianych dźwigniami przepustnic.

Całkowita pojemność zbiorników paliwa wynosi 2440 l.

Oprócz jednego — wszystkie zbiorniki mogą być całkowicie opróżnione przy pomocy zaworów szybkiego opróżniania [1]). Jeden zbiornik ma nad zaworem szybkiego opróżniania, wbudowaną rurę pionową, dzięki czemu zostaje w nim zawsze część paliwa (ilość wystarczająca na przeszło dwugodzinny lot na jednym silniku).



Fot. „Fotolot".

Rys. 29. Elementy instalacji paliwa samolotu L. 14-H (pod podłogą kabiny załogi).

Widać (od strony lewej): filtr, pompę ręczną, zawór spustowy oraz zawór przyłączający poszczególne zbiorniki (za poprzeczką).

Zawory szybkiego opróżniania (rys. 30) są napędzane giętkimi przekaźnikami ruchu. Przy pomocy dźwigni *11*—za pośrednictwem osi *7*—napędza się zasuwę *5*, która pociąga za sobą zasuwę *6*. Dzięki stożkowym wytoczeniom w korpusie zaworu, następuje silny docisk zasuw *5* i *6* i zamknięcie przypływu. Zawory można zamknąć po wylaniu dowolnej ilości paliwa.

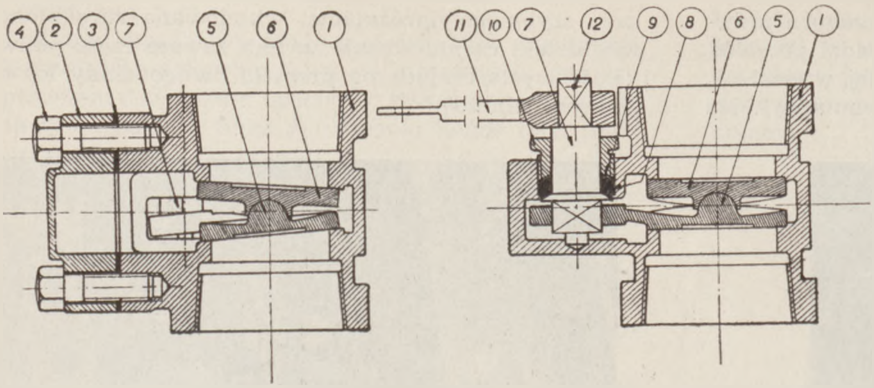
Paliwo uchodzi dwoma pionowymi wypustami (które w samolotach użytkowanych w Ameryce wykorzystane są do zaczepienia anteny stałej), zamocowanymi pod kadłubem. Wypusty te są tak długie i tak skierowane, żeby paliwo nie mogło się dostawać do konstrukcji kadłuba[2]) (rys. 31). Wylewanie paliwa w locie odbywa się w przybliżeniu z szybkością 325 l/min.

W instalację wbudowano zawór spustowy, służący do opróżniania na ziemi (z szybkością około 30 l/min.) poszczególnych zbiorników paliwa, po odpowiednim ustawieniu zaworu przyłączającego zbiorniki. Ze względu na uszczelnienie pokryw, opróżniając zbiornik, należy zawsze pozostawić w nim parę litrów paliwa. Każdy zbiornik posiada kurek odwadniający.

---

1) Instalacja ta — poza zwykłym przeznaczeniem w locie na jednym silniku — jest konieczna na L. 14 ze względu na przepis Department of Commerce, wymagający by maksymalna szybkość lądowania samolotów komunikacyjnych nie przekraczała 105 km/godz. Ponieważ ciężar samolotu odpowiadający temu warunkowi wynosi 7100 kg, zaś ciężar całkowity — 7930 kg, przeto samolot, który startował przy pełnym obciążeniu — przed lądowaniem na lotnisku amerykańskim — musi pozbyć się znacznej ilości paliwa przez zużycie czy wylanie. (Należy zaznaczyć, że podwozie samolotu jest obliczone dla ciężaru 7930 kg).

2) Zagadnienie to studiuje się dziś w Ameryce starannie, wykonując odpowiednie próby w locie. Punktem wyjścia dla takiego ustosunkowania się do zagadnienia był fakt, iż wadliwie rozwiązane wypusty na samolocie DC. 3 umożliwiały części paliwa dostawanie się do konstrukcji samolotu. Po stwierdzeniu tej okoliczności Department of Commerce zabronił wylewać paliwo z tych samolotów, aż do chwili przerobienia wypustów.



w/g P.L.L. „Lot".

Rys. 30. Zawór do szybkiego opróżniania zbiorników paliwa.

Ciekawym szczegółem jest, iż w każdy zbiornik wpuszczony jest woreczek z kryształami dwuchromianu potasu, które nasycając wodę, neutralizują ją, zapobiegając przez to korozji.

Woreczek jest uwiązany do specjalnego pręta i wsunięty do odpowiedniej rury przez wlew zbiornika.

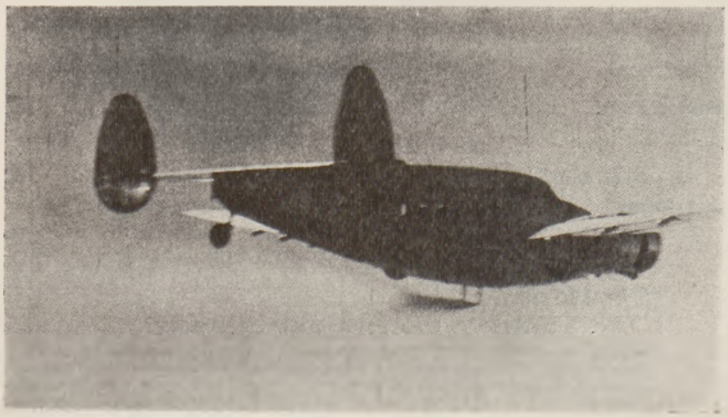
Wskaźniki ilości paliwa są elektryczne (f-my Kollsman, po jednym na dwa zbiorniki, z przełącznikiem). Nowością jest, iż posiadają one dwie skale, wykazujące ilość paliwa podczas postoju samolotu na trzech punktach oraz w locie.

Instalacja posiada sygnalizację świetlną spadku ciśnienia paliwa.

Przewody paliwa, podobnie jak i przewody smaru wykonane sa z rur ze stopu aluminiowego 52 S-O, odpornego na korozję (skład stopu 52S w procentach: Mg — 2,5, Cr — 0,25, Al — reszta; symbol O oznacza stan miękki); złącza w obrębie gondol są gumowe, w innych miejscach — typu Parkera.

Instalacja obiegu smaru

Stosunek ilości smaru do ilości paliwa (w litrach) przedstawia się w samolocie Lockheed 14-H jak 1:14,7.



w/g f-my Lockheed.

Rys. 31. Próba wylewania paliwa w locie z samolotu L. 14-H. Widać strugę paliwa uchodzącego przez dwa wypusty, umocowane pod kadłubem.

Próbę rozpoczęto na wysokości około 9000 m, przy czym samolot leciał na jednym silniku (na mocy nominalnej) z szybkością w przybliżeniu 180 km/godz. Podczas wypuszczania paliwa nie zdołano wykryć obecności par benzynowych ani w kabinie pasażerskiej, ani w tyle kadłuba za toaletą.

Każdy zbiornik posiada wskaźnik ilości smaru widoczny z kabiny załogi.

Pod zbiornikami smaru zabudowane są automatyczne regulatory temperatury smaru wytwórni Pratt & Whitney. Regulator tego typu posiada urządzenie termostatyczne, sprzęgnięte z zaworem regulującym odpowiednio przepływ smaru. Smar idący do silnika opływa mieszek termostatu. Mieszek jest połączony z zaworem regulacyjnym, który kieruje smar powracający z silnika bądź bezpośrednio do zbiornika, bądź do chłodnicy.

Przepływ powietrza przez chłodnicę smaru jest regulowany przy pomocy dźwigni z kabiny załogi.

Instalacja posiada sygnalizację świetlną spadku ciśnienia smaru.

Wentylacja i ogrzewanie

Nawiewniki wentylacji indywidualnej mieszczą się nad każdym fotelem i są dowolnie regulowane przez pasażerów.

Dwa przewody główne tej wentylacji, biegnące ponad oknami, posiadają na swych końcach (tylnych), wysuwane chwyty powietrza. Chwyty przewietrzania ogólnego mieszczą się pod skrzydłem z obu stron kadłuba.

Powietrze służące do ogrzewania przepływa przewodami, wbudowanymi w rury wydechowe. Klapy regulacji powietrza zimnego i ciepłego są napędzane linkami przy czym rączki napędów umieszczono na tylnej ścianie kabiny pasażerskiej, obok miejsca przeznaczonego dla trzeciego członka załogi.

Powietrze przepływa przez dwa kanały umieszczone pod podłogą, do kabiny zaś przedostaje się przez otwory znajdujące się pod fotelami. Ze wspomnianymi kanałami łączy się poprzeczny przewód, zakończony klapą na dole, z boku kadłuba. Do przewodu tego dołącza się wąż klimatyzatora portowego, ochładzającego lub ogrzewającego kabinę pasażerską przed startem [1]).

Z każdej strony kadłuba, na suficie, umieszczono trzy odpowietrzniki.

Standardowa instalacja wentylacji w samolocie Lockheed 14 ma tę wadę, że powietrze zimne — przepływając w komorze zawierającej klapy regulacyj, obok przewodu powietrza gorącego—ogrzewa się. Pragnąc wyeliminować to zjawisko P.L.L. „Lot" zastosowały w przewodach gorącego powietrza— w gondolach — dodatkowe klapy napędzane z kabiny załogi.

Drugim uzupełnieniem wprowadzanym w Warszawie jest dodatkowa wentylacja w kabinie załogi, pobierająca powietrze przez wlot w dziobie kadłuba.

---

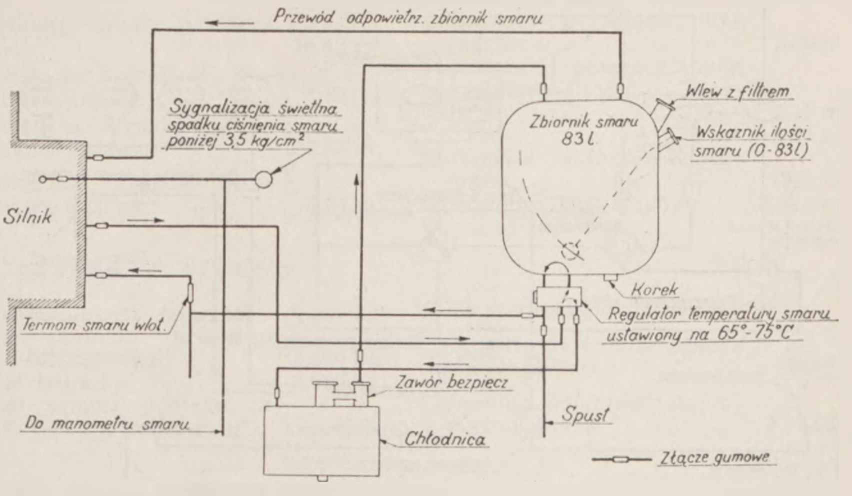
[1]) O portowych klimatyzatorach lotniczych por. artykuł inż. Kowalczewskiego, drukowany w „Przeglądzie Mechanicznym" (Nr 5 z dn. 10.III 1938 r.). Dwa klimatyzatory (każdy innego typu), zamówione przez P.L.L. „Lot" przed rokiem w Ameryce, zostaną wypróbowane w Warszawie w sezonie bieżącym.

Wyposażenie specjalne i przyrządy pokładowe

Silniki są wyposażone w rozruszniki elektryczne, przy czym rozruch może się odbywać przy użyciu startowego wózka akumulatorowego. Części przewidziane dla ręcznej korby zostały z rozruszników usunięte.

Reflektory (typu „Grimes“) są dwa, po 240 W odchylne, zabudowane w dolnych powierzchniach skrzydeł. Każdy reflektor posiada własny silniczek napędzający mechanizm obrotu. Uruchamianie mechanizmu oraz zapalanie i gaszenie reflektora odbywa się za pośrednictwem jednego przełącznika dźwigienkowego.

Obok lewego światła nawigacyjnego umieszczono pomarańczowo-czerwone światło ostrzegawcze.



w/g P.L.L. „Lot“.

Rys. 32. Schemat obiegu smaru na samolocie L. 14-H.

W ogonie samolotu (rys. 6) zamocowano dwie 3-minutowe race spadochronowe, o zapłonie elektrycznym (Intern. Flare Signal Co).

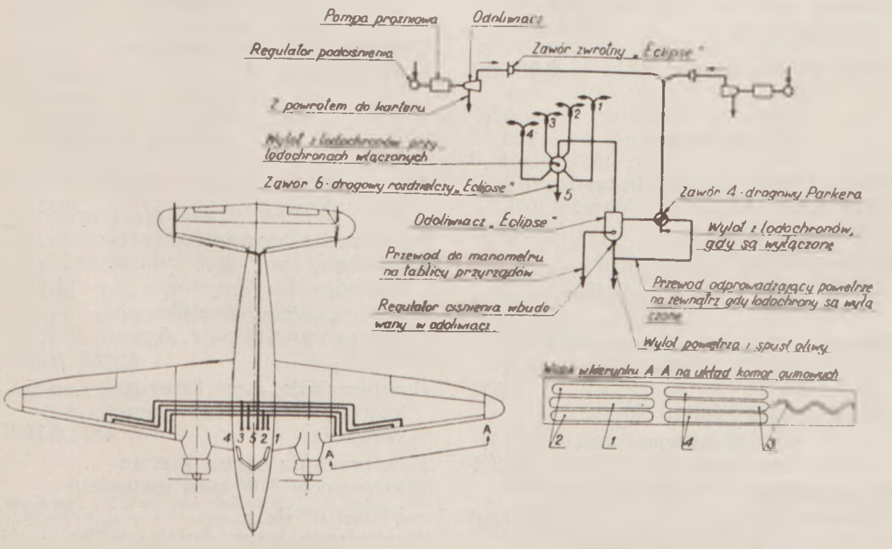
Samoloty L.14 są wyposażone w lodochrony typu Goodrich.

Ponieważ zasada pracy i budowa lodochronów krawędzi natarcia skrzydeł i stateczników są naogół znane, wystarczy podać w tym artykule schemat instalacji tych lodochronów na omawianym samolocie (rys. 33).

Zasada działania lodochronów śmigieł jest prosta. Dwuprzeponowa pompa przetokowa o napędzie elektrycznym (typu „Eclipse“) czerpie płyn (złożony z alkoholu i gliceryny w stosunku 85:15) ze zbiornika (11,5 l) i przetłacza go do pierścienia, zamocowanego do piasty śmigła; z rurek przyspawanych do pierścienia płyn ścieka na krawędzie łopat.

Obroty silnika elektrycznego pompy reguluje się przy pomocy opornika; wydajność pompy przy pełnych obrotach wynosi około 9,5 l/godz.

Zbiornik gaśnicy instalacji silnikowych jest wypełniony dwutlenkiem węgla (około 3,5 kg); zawór uruchamia się przy pomocy linki.



w/g f-my Lockheed.

Rys. 33. Schemat instalacji lodochronów skrzydła i statecznika na samolocie L. 14 - H.

W skład przyrządów pokładowych samolotu Lockheed 14 poza normalnym dla „Lotu“ zestawem nawigacyjnym (rys. 34; pompy próżniowe zastosowano „Pesco“) wchodzą — stosowany już dawniej analizator spalin (Cambridge, model unowocześniony bez skrzynki rozdzielczej), — oraz nowe przyrządy: wskaźnik synchronizacji silników (Kollsman) oraz przyśpieszeniomierz (tejże firmy). O pilocie automatycznym Sperry wspomniano wyżej.

W instalację manometrów ciśnienia ładowania wbudowano zawór, umożliwiający sprawdzenie wskazań ciśnienia ładowania, przez włączenie manometru drugiego silnika.

Sygnalizację ostrzegawczą spadku ciśnienia zastosowano na L.14 dla paliwa, smaru i podciśnienia.

Radiostacje

Podobnie jak wszystkie inne samoloty amerykańskie, również seria L.14-H została w warsztatach P. L. L. „Lot“ w Warszawie wyposażona w sprzęt radiowy.

Umieszczenie radiostacyj firma Lockheed przewidziała w końcu kadłuba, za toaletą; z miejsca tego skorzystano częściowo.

Zabudowano trzy radiostacje.

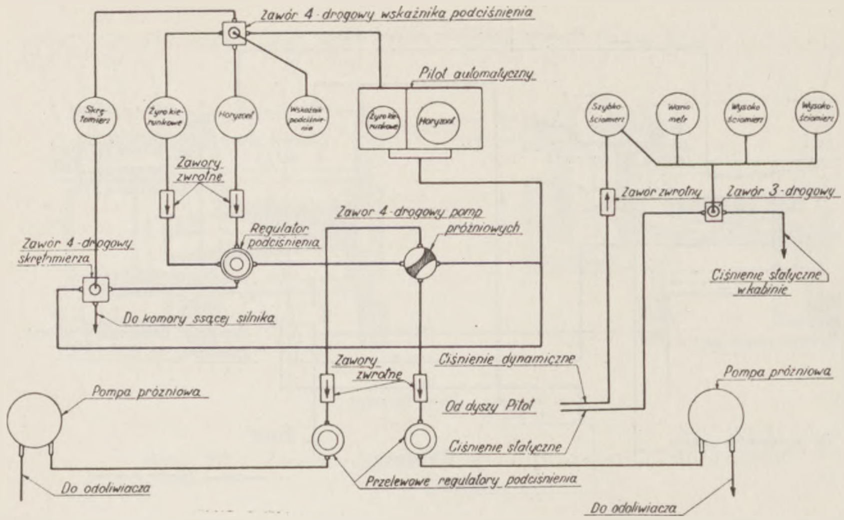
Stacja nadawcza, wyrobu krajowego — średniofalowa — posiada moc 100 watów w antenie. Zasięg jej wynosi około 500 km.

Stacja goniometryczna Telefunken, nowego modelu, posiada antenę ramową ekranowaną. Ramę umieszczono pod dziobem kadłuba.

Trzecią stację stanowi krótkofalowa stacja odbiorcza do lądowania bez widoczności zewnętrznej, również wytwórni Telefunken.

Lockheed 14-H transatlantycki

Samolot, na którym dyrektor P. L. L. „Lot“ mjr. Makowski odbył przelot przez Atlantyk Południowy z wytwórni w Los Angelos



W/g P. L. L. „Lot“.

Rys. 34. Schemat obwodu podciśnienia na samolocie L. 14-H.

do Polski został wyposażony w dodatkowe zbiorniki paliwa oraz w dodatkowy zbiornik smaru.

Dwa dodatkowe zbiorniki paliwa, łącznej pojemności 960 l umieszczono w bagażnikach (pod podłogą kabiny pasażerskiej). Stosunek smaru do paliwa przyjęto 1:13,6; dodatkowy zbiornik smaru (83 l) zamocowano w kabinie pasażerskiej.

Zabudowane na pokładzie radio „Bendix“ (typu stosowanego przez amerykańskie linie lotnicze) było przystosowane do pracy w warunkach amerykańskich (na fonię) oraz europejskich (Morse).

Ponieważ usunięto fotele pasażerskie oraz ograniczono liczbę osób załogi do czterech — przeto ciężar całkowity samolotu nie został powiększony.

Samolot SP-LMK przeleciał 24850 km, przy czym lądował na trasie 18 razy.

Lot wykonano przy pobieraniu z silników ok. 55% mocy nominalnej.

Szybkość podróżna wynosiła 310—320 km/godz. średnia szybkość przelotowa sięga 292 km/godz.

Zużycie paliwa (na oba silniki) nie przekraczało 170 kg/godz.

85-godzinny przelot samolotu SP-LMK dowiódł, że nowy sprzęt P. L. L. „Lot“ jest wysokiej klasy.

Charakterystyka samolotu Lockheed 14 — H

Dane dla samolotu

Typ konstrukcji	średniopłat metalowy
Ilość silników	2
Długość	13,51 m
Wysokość (na 3 punktach)	3,32 m
Rozpiętość	19,96 m
Średnia cięciwa skrzydła	2,94 m

Skrzydło

Wydłużenie skrzydła	7,79
Kąt V skrzydła	6° 15'
Kąt strzały przedniej	8° 13'
Kąt strzały tylnej	10° 5'
Kąt zwichrzenia	0°
Kąt zaklinowania	2°
Powierzchnia skrzydła (z lotkami i z częścią kadłuba)	51,19 m²
Powierzchnia skrzydła zakryta kadłubem	6,912 m²

Lotki

Powierzchnia lotki	3,298 m²
Powierzchnia lotki w %% powierzchni skrzydła	6,43%
Rozpiętość lotki w %% rozpiętości skrzydła	34,35%
Cięciwa lotki w %% cięciwy skrzydła	27,00%
Powierzchnia klapki lotki	0,063 m²

Klapy skrzydłowe

Powierzchnia klap skrzydłowych	9,987 m²
Powierzchnia klap skrzydłowych w %% pow. skrzydła	19,51%
Rozpiętość klap skrzydłowych w %% rozp. skrzydła	49,24%
Cięciwa klap skrzydłowych w %% cięć. skrzydła	25,94%

Usterzenie

Powierzchnia usterzenia poziomego (włącznie z częścią kadłuba)	12,44 m²
Powierzchnia statecznika poziomego (włącznie z częścią kadłuba)	8,69 m²
Powierzchnia steru wysokości	3,75 m²
Powierzchnia zakryta kadłubem na stateczniku	0,96 m²
Powierzchnia zakryta kadłubem na sterze wysokości	0 m²
Powierzchnia klapek steru wysokości	0,37 m²
Powierzchnia klapek w %% powierzchni steru wysok.	9,70%
Długość klapek w %% rozpiętości statecznika	33%
Cięciwa klapek w %% cięciwy steru wysokości	21%
Powierzchnia usterzenia poziomego w %% pow. skrzydła	24,3%
Powierzchnia statecznika poziomego w %% pow. skrzydła	16,9%
Powierzchnia steru wysokości w %% powierzchni skrzydła	7,35%
Powierzchnia steru wysokości w %% powierzchni usterz. poziom.	30,2%
Powierzchnia usterzenia pionowego	5,96 m²
Powierzchnia statecznika pionowego	2,82 m²
Powierzchnia steru kierunkowego	3,13 m²
Powierzchnia klapki steru kierunkowego	0,35 m²
Powierzchnia usterzenia pionowego w %% pow. skrzydła	11,60%
Powierzchnia statecznika pionowego w %% pow. skrzydła	5,50%
Powierzchnia steru kierunkowego w %% pow. skrzydła	6,10%
Powierzchnia steru kierunkowego w %% pow. usterzenia pion.	52,50%
Wychylenia lotek	+ 25°; — 8°
Wychylenia steru wys.	+ 35°; — 15°
Wychylenia sterów kierunkowych	30°

Koła

Koła	15,00 × 16
Rozstaw kół	4,57 m
Koło ogonowe	457 mm (18")
Amortyzatory podwozia i koła ogonowego	olejowo-powietrzne
Współczynnik wytrzymałości podwozia	4,85

Kabina

Pojemność kabiny pasażerskiej	16,42 m³
Największa szerokość wewnątrz kabiny	1,66 m
Największa wysokość wewnątrz kabiny	1,91 m
Największa długość wewnątrz kabiny	5,80 m

Bagażniki

Całkowita pojemność bagażników	5,38 m³
Pajemności poszczególnych bagażników (licząc od przodu	2,32 m³ + 1,19 m³ + 0,73 m³ + 1,14 m³
Całkowita nośność bagażników	1720 kg
Obciążenie bagażników	320 kg/m³

Ładunek i ciężary

Ilość osób załogi	3
Ilość pasażerów	11
Obciążenie powierzchni nośnej	155 kg/m²
Obciążenie mocy nominalnej	5,3 kg/KM

Ciężar całkowity samolotu	7.930 kg
Ciężar samolotu próżnego (z radiostacjami)	5.000 kg
Ciężar ładunku	2.930 kg
Ciężar samol. pustego w %% ciężaru całkowitego	63%

Ilość zbiorników paliwa	4
Całkowita pojemność zbiorników paliwa	2440 l
Całkowita pojemność zbiorników smaru	2 × 83 l

Dane dla silników:

Wytwórnia	Pratt & Whitney
Typ	Hornet S1EG
Rodzaj: Gwiazdowy, chłodz. powietrz.	
Ilość cylindrów	9
Przekładnia sprężarki	12:1
Współczynnik sprężania	6,5
Średnica zewnętrznego obrysu	1382 mm
Średnica tłoka	155,5 mm
Skok tłoka	162,0 mm
Pojemność skokowa	27,7 l
Ciężar silnika suchego	484 kg
Ciężar silnika na 1 KM mocy start.	570 g/KM

Moc startowa i obroty	850 KM przy 2500 obr./min.
Moc maksymalna (do dłuższej pracy, w razie koniecznej potrzeby) i obroty	800 KM przy 2275 obr./min.
Moc nominalna i obroty	750 KM przy 2250 obr./min.
Największa moc podróżna	525 KM przy 2000 obr./min.
Ciśnienie ładowania startowe	40,5" = + 367 g/cm²

Gaźnik	Stromberg NA-Y9G
Osprzęt specjalny	automat regul. miesz. i mocy Stromberg aut. regul. temp. smaru Pratt i Whitney
Gatunek paliwa	87 okt.
Zużycie paliwa w kg/godz (przy 60% mocy nomin. 450 KM)	82—96
Zużycie paliwa w gr/KM godz (jak wyżej)	182—215
Maksymalne zużycie smaru	3,5 kg/godz.

Dane dla śmigieł:

Wytwórnia	Hamilton Standard
Typ	3E50
Rodzaj:	metal., 3 ram., hydraul., „Const. Speed“
Średnica	3,2 m
Kąty ustawienia skoku	18°—38°

Osiągi:

Start *) — moc startowa 850 KM przy 2500 obr/min.; ciężar całkowity samolotu 7930 kg.

Długość rozbiegu — na poziomie morza, przy klapach podniesionych	307 m
Czas potrzebny do osiągnięcia 300 mtr.	1,15 min.
Odległość potrzebna do osiągnięcia wysokości 20 m przy szybkości wiatru 1,3 m/sek.	600 m
Szybkość wznoszenia — na poziomie morza, przy podwoziu podnies.	7,7 m/sek.

Lądowanie —

Szybkość lądowania — na poziomie morza, ciężar całkowity 7930 kg	111 km/godz.

Zasięg (przy pełnych zbiornikach)

Zasięg przy 301 km/godz. (50% mocy), na wysokości 3660 m	3400 km
Zasięg przy 333 km/godz. (60% mocy), na wysokości 3660 m	2900 „

Szybkości — ciężar całkowity 7930 kg

Szybkość maksymalna — przy 800 KM, na poziomie morza	373 km/godz.
Szybkość maksymalna — przy 800 KM, na wysokości 1680 m	393 „
Szybkość podróżna — przy 525 KM (70%), na poziomie morza	323 „
Szybkość podróżna — przy 525 KM (70%), na wysokości 1525 m	336 „
Szybkość podróżna — przy 525 KM (70%), na wysokości 3660 m	360 „
Szybkość podróżna — przy 450 KM (60%), na poziomie morza	301 „
Szybkość podróżna — przy 450 KM (60%), na wysokości 1525 m	313 „
Szybkość podróżna — przy 450 KM (60%), na wysokości 3660 m	333 „

Na 1 silniku

Maksymalna szybkość, moc 800 KM — na wysokości 1680 m; ciężar całkowity 7930 kg	246 km/godz.
Maksymalna szybkość, moc 800 KM — na wysokości 1680 m; ciężar całkowity 5660 kg	274 „

Wznoszenie na 2 silnikach

Ciężar całkowity samolotu	7930 kg
Największa szybkość wznoszenia, moc 800 KM — na poz. morza	6,85 m/sek.
Największa szybkość wznoszenia moc 800 KM — na 1525 m	6,60 „
Największa szybkość wznoszenia moc 800 KM — na 3050 m	4,30 „
Czas wchodzenia — na 1525 mtr.	3,0 min.
Czas wchodzenia — na 3050 mtr.	9,3 „
Pułap praktyczny	6500 m
„ absolutny	7000 „

Wznoszenie na 1 silniku —

Szybkość wznoszenia, moc 800 KM — na poziomie morza; ciężar całkowity 7930 kg	0,6 m/sek.
Pułap absolutny — ciężar całkowity 7930 kg	2930 m
Pułap absolutny — ciężar całkowity 7020 kg	3690 „
Pułap absolutny — ciężar całkowity 5660 kg	5150 „

*) Użycie klap zmniejsza rozbieg i polepsza start, jednak nie zaleca się używania ich podczas startu z normalnych lotnisk, przy większych obciążeniach, gdyż zatrzymanie się silnika w tych warunkach jest bardziej niebezpieczne (przy pełnym obciążenia i z klapami opuszczonymi samolot nie może się wznosić na jednym silniku).

The Lockheed 14-H, its installations and principal characteristics

Summary

The article gives a description of the Lockheed 14-H, with special reference to its installations: hydraulic, electric, fuel and oil supply &c. The principal characteristics and the performance data are given. The planes are on service at the Polish Air Lines „Lot". One of them was flown by Major T. Makowski, director of the „Lot", from Los Angelos over the Southern Atlantic, to Warsaw. This flight is believed to be the first transatlantic delivery of an aircraft.

ERRATA

W numerze październikowym „Techniki Lotniczej" zauważono następujące omyłki druku:

W artykule: Materiały niemetalowe w lotnictwie, str. 309—313

1) Str. 309, druga szpalta, wiersz 4-y od góry:

zamiast $\frac{R_r}{\gamma}, \frac{R_g}{\gamma}, \frac{R_g}{\gamma^2}, \frac{S_r\ E_r\ Z}{\gamma}$

powinno być $\frac{R_r}{\gamma}, \frac{R_g}{\gamma}, \frac{R_g}{\gamma^2}, \frac{S_r\ E_r\ Z}{\gamma}$

W artykule: Obliczanie przekrojów dźwigarów skrzynkowych z sosny, str. 342—350

2) Str. 344, rys. 3: Dodać literę F w punkcie przecięcia prostej NS z prostą poziomą, przechodzącą przez V.

3) Str. 345, rys. 5:

a) zamiast $\frac{\delta}{1-\gamma}$ powinno być $\frac{1-\gamma}{\delta}$

b) zamiast $\frac{1-\gamma}{\delta}$ powinno być $\frac{\delta}{1-\gamma}$

c) „ G „ „ G_c

d) na osi rzędnych, poniżej zera, zamiast 1 powinno być —1.

4) Str. 347, rys. 6:

zamiast $K = \frac{PH}{(M)}$ powinno być $K = \frac{PH}{M}$

5) Str. 347, szpalta lewa, wiersz 21 od dołu: zamiast „wymiany" powinno być „wymiary".

6) Str. 348, rys. 8: W rzędzie wartości n na lewo od 0,9 zamiast 0,1 powinno być 1,0.

7) Str. 350, szpalta lewa, wiersz 11 od góry: zamiast R powinno być R_c

8) Str. 350, szpalta prawa, wiersz 5 od dołu: zamiast „end loads" powinno być: „axial loads".

Wyważanie sterów

K. Leiss

Z artykułu p.t. „Massenausgleich von Rudern", Luftfahrtforschung, Band XIII (1936), str. 430—432, przetłumaczył inż. Jerzy Nowiński.

I. Wstęp

Drgania samowzbudzone powierzchni nośnych i usterzeń samolotu (tzw. „trzepotanie") można usunąć w pierwszym rzędzie przez wyważenie sterów. Innymi słowy, przyjmując, że stery są odłączone od swych napędów i że pominięty został wpływ otaczającego powietrza i tarcie w łożyskach zawias, wyważenie sterów zapobiega sprzężeniu drgań skrzydła lub statecznika z drganiami steru*), gdy czynnikiem sprzęgającym jest bezwładność.

Ścisłe spełnienie ważnego warunku wyważenia steru napotyka w praktyce na trudności; stosunkowo łatwo jest jednak wykonać ster w ten sposób, by — zakładając jak wyżej, że stery są puszczone swobodnie i że pominięty został wpływ otaczającego powietrza i tarcie w łożyskach — nie wykonywał on ruchów obrotowych (względem nieruchomego układu współrzędnych) dla skończonej ilości postaci drgań skrzydła lub statecznika, np. dla zespołu postaci drgań własnych łącznie z „czystymi" przesunięciami równoległymi.

Uwzględnienie szeregu postaci drgań własnych łącznie z przesunięciem równoległym daje równocześnie wyważenie „statyczne" i „dynamiczne". O ile chodzi tylko o wyważenie dynamiczne, można nie brać pod uwagę przesunięć równoległych, jako nie należących do kategorii drgań własnych.

Wykonanie wyważonego steru wymaga naogół użycia dodatkowych mas wyrównawczych. Wobec niejasnych poglądów, jakie panują odnośnie wielkości i rozkładu tego rodzaju mas, podajemy niżej odpowiednie wskazówki, atoli bez uwzględnienia niesztywności steru na skręcanie.

*) Wyraz „ster" jest w niniejszym artykule użyty w znaczeniu ogólnym; oznacza on zarówno ster wysokości lub kierunkowy, jak też lotkę skrzydłową. (Przyp. tłum.).

II. Obliczenie wielkości mas wyrównawczych

a) Wyważenie zupełne

Uwzględniając powyższe założenia, można powiedzieć, że ruchy skrzydła lub statecznika przenoszą się na ster wskutek towarzyszących im ruchów osi steru. Ruchy osi steru opisuje w płaszczyźnie yz (rys. 1) funkcja

$$Z(y,\ t) = f_z(y)g(t)$$

a w płaszczyźnie xy funkcja

$$X(y,t) = f_x(y)g(t)$$

We wzorach powyższych (p. rys. 1) funkcje $f_z(y)$ i $f_x(y)$ przedstawiają rozkład amplitud wzdłuż osi y (postacie drgań), a $g(t)$ jest dowolną (nawet różną od harmonicznej) funkcją czasu.

Niwecząc sprzężenie (wywołane bezwładnością), jakie powstaje między drganiami steru oraz ruchami jego osi, redukujemy tym samym do zera moment sił masowych (działających na ster) względem osi steru. Oznaczmy przez $\mu(y)$ masę steru na jednostkę

długości w miejscu y, a przez $r(y)$ — odległość środka ciężkości przekroju poprzecznego steru w tym miejscu od osi steru (rzuty odcinka $r(y)$ oznaczamy przez $r_x(y)$ i $r_z(y)$). Przyjmijmy dalej, że w najogólniejszym przypadku oś steru podlega nieskończenie wielu dowolnym postaciom drgań $f_{z,k}(y)$ i $f_{x,k}(y)$, $(k = 1,2.....\infty)$.

Wówczas, po skreśleniu wyrazów $\ddot{g}(t)$, wchodzących w skład wyrażeń dla sił masowych i zależnych od czasu, otrzymujemy następujące równania warunkowe:

$$\int_{y=l_1}^{l_2} \mu(y)\, r_z(y)\, f_{z,k}(y)\, dy = 0 \quad . \; . \; . \quad (1a)$$

$$\int_{y=l_1}^{l_2} \mu(y)\, r_x(y)\, f_{x,k}(y)\, dy = 0 \quad . \; . \; . \quad (1b)$$

$$k = 1,2 \, . \; . \; . \; . \; . \, \infty$$

Powyższe równania są spełnione dla wszystkich możliwych rozkładów amplitud $f_{z,k}(y)$ i $f_{x,k}(y)$, o ile momenty statyczne $\mu(y)\, r_z(y)$ i $\mu(y)\, r_x(y)$ mas steru względem jego osi są równe zeru dla każdego y, albo, innymi słowy, gdy środki ciężkości przekrojów poprzecznych steru leżą na jego osi.

Przede wszystkim rozpatrzymy bliżej ruchy osi steru w płaszczyźnie z,y; oznaczamy je, dla krótkości, przez $f_k(y)$ zamiast, jak poprzednio, przez $f_{z,k}(y)$ i, podobnie, odległość $r_z(y)$ przez $r(y)$. Jeśli ster nie był uprzednio wyważany, musimy użyć w tym celu dodatkowych mas wyrównawczych $\mu'(y)$. Oznaczmy przez $u'(y) = \mu'(y)\, r'(y)$ moment statyczny użytych mas wyrównawczych względem osi steru, a przez $u(y) = \mu(y) r(y)$ moment statyczny mas samego steru względem jego osi. Wówczas zamiast równania (1a) należy napisać następujące równanie.

$$\int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_k(y)\, dy + \int_{y=l_1}^{l_2} u'(y) f_k(y)\, dy = 0 \quad . \; . \quad (2)$$

$$k = 1,2 \, . \; . \; . \; . \; . \, \infty$$

Równanie to jest spełnione, o ile masy wyrównawcze są rozłożone wzdłuż osi steru w ten sposób, że $u'(y) = -u(y)$.

b) Wyważenie częściowe

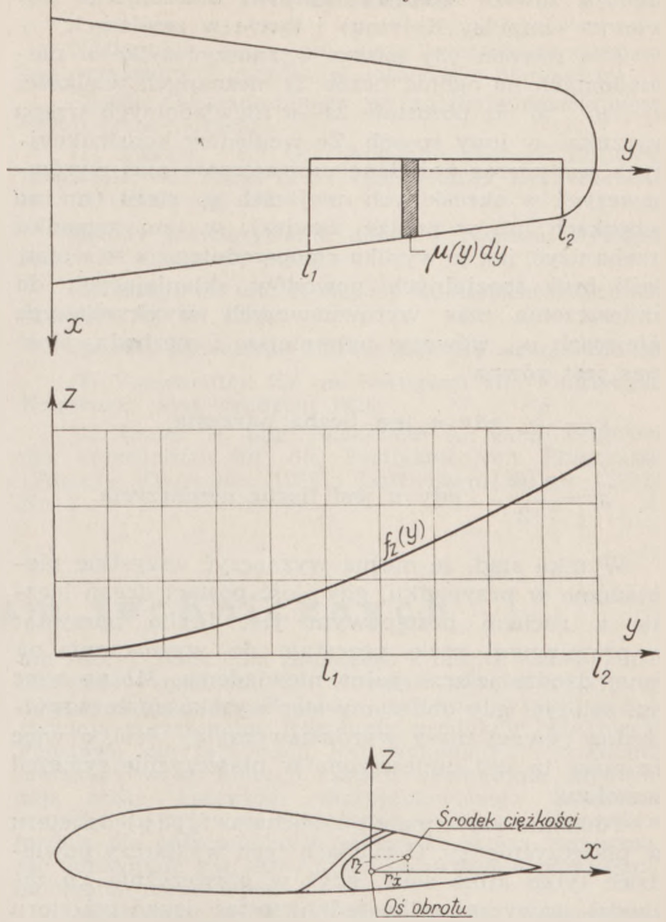
Względy konstrukcyjne lub obawa przed wzrostem ciężaru samolotu uniemożliwiają naogół wyważenie zupełne tj. takie, które byłoby skuteczne dla nieskończenie wielu postaci drgań. Znacznie łatwiejsza jest budowa steru, który zachowuje się jak „wyważony" wobec określonej grupy drgań $f_k(y)$, $(k = 1,2 \ldots n)$ gdyż w tym wypadku wystarcza skończona ilość mas wyrównawczych m_i, $(i = 1,2 \ldots s)$*). Jeśli $u_i = m_i r_i$ oznacza moment statyczny i — tej masy wyrównawczej, a y_i — współrzędną przynależną do tej masy, to warunek, aby ster był wyważony, jest:

$$\int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_k(y)\, dy + \sum_{i=1}^{s} u_i\, f_k(y_i) = 0 \quad . \; . \quad (3)$$

$$k = 1,2 \, . \; . \; . \; . \; . \, n$$

*) Niżej powiemy, jak wyznaczyć najmniejszą niezbędną liczbę s mas.

Rys. 1.



Równanie powyższe, w przeciwieństwie do równań (1) i (2), wymaga znajomości tylko n różnych postaci drgań $f_k(y)$, które zostały wzięte pod uwagę przy wyważaniu steru. Zaliczyć tutaj trzeba, przede wszystkim, przesunięcia równoległe osi steru, o których była mowa wyżej. Ruch ten oznaczamy znaczkiem $k = 1$ $(f_1(y) = const)$. Pozostałe postaci drgań najprościej jest wyznaczyć przy pomocy prób, oddzielnie w każdym wypadku. W tym celu zawieszamy badany samolot na miękkich sprężynach i wprawiamy w ruch drgający (tzw. trzęsionka) [1]. Do równań (3) należałoby właściwie podstawić zaobserwowane doświadczalnie wartości $f_k(y)$ po założeniu mas wyrównawczych. Jednakże wielkość tych mas nie jest znana i dlatego w pierwszym przybliżeniu zadowolić się trzeba wyznaczeniem wartości $f_k(y)$ na sterze niewyważonym.**) Określiwszy w ten sposób, w pierwszym przybliżeniu, wielkość szukanych mas wyrównawczych, zakładamy je na ster i mierzymy nowe wartości $f_k(y)$. Są one różne od poprzednio obserwowanych, gdyż obecność mas wyrównawczych wpływa nie tylko na drgania steru, ale i na drgania skrzydła wzgl. statecznika, a więc z kolei, na drgania osi steru. Nowe wartości $f_k(y)$ można wprowadzić do powtórnego rachunku itd. Celem przekonania się, czy dokładność, z jaką obliczona została wielkość mas wyrównawczych (przy pomocy jednego lub więcej rachunków), jest dostateczna, zakładamy obliczone masy wyrównawcze na ster i poddajemy samolot próbie na drgania. Zaburzenia wy-

**) Przybliżone zastąpienie funkcji $f_k(y)$ przez wyrażenie w postaci skończonej nie dałoby korzyści.

stępują zawsze wskutek wpływu otaczającego powietrza (impulsy Kelvina) i tarcia w zawiasach.

Z n równań (3) można wyznaczyć tylko n niewiadomych na ogólną liczbę $2s$ nieznanych wielkości u_i i y_i; to też pozostałe $2s—n$ niewiadomych trzeba wyszukać w inny sposób. Ze względów konstrukcyjnych jest nieraz pożądane umieszczenie mas wyrównawczych w określonych miejscach y_i steru (np. na żeberkach lub w pobliżu zawias); w tym wypadku trzeba użyć, jak to wynika z poprzedniego, $s = n$ mas. Jeśli brak specjalnych powodów, skłaniających do umieszczenia mas wyrównawczych w określonych miejscach y_i, wówczas najmniejsza i niezbędna ilość mas jest równa

$$s = \frac{n}{2}, \text{ gdy } n \text{ jest liczbą parzystą,}$$

$$s = \frac{n+1}{2}, \text{ gdy } n \text{ jest liczbą nieparzystą.}$$

Wynika stąd, że można wyznaczyć wszystkie niewiadome w przypadku, gdy ilość postaci drgań łącznie z ruchem postępowym jest liczbą parzystą; w przeciwnym razie pozostaje do wyznaczenia na innej drodze jeszcze jedna niewiadoma. Można więc np. założyć, gdy obliczamy ster wysokości, że współrzędna pewnej masy wyrównawczej $y_i = 0$, a więc że masa ta jest umieszczona w płaszczyźnie symetrii samolotu.

Podobnie rzecz ma się z ruchami $f_{x,k}(y)$ osi steru w płaszczyźnie xy. O ruchach tych wystarczy powiedzieć tylko kilka słów, gdyż w płaszczyźnie xy zachodzi zazwyczaj tylko jedna postać drgań osi steru (po linii prostej), podobnie jak to ma miejsce z wahaniami dokoła osi pionowej skrzydeł i usterzenia, które można uważać jako sztywne w tej płaszczyźnie. Zasadniczo więc wyważenie steru daje się tutaj osiągnąć (bez uwzględnienia niesztywności steru na skręcanie) za pomocą jednej masy m_i, której nieznaną współrzędną r_i znajdziemy w sposób wyżej opisany.

III. Przykład

Chcemy obliczyć masy wyrównawcze dla lotki w założeniu, że jej oś ulega przesunięciom równoległym $f_1(y) = a$ oraz dwóm postaciom drgań $f_2(y)$ i $f_3(y)$, które wyznaczyliśmy doświadczalnie za pomocą próby na drgania w miejscu (p. rys. 2a). Najmniejsza niezbędna liczba mas wyrównawczych jest w tym przypadku równa $s = \frac{n+1}{2} = 2$, a więc równania (3) można napisać w następujący sposób:

$$a \int_{y=l_1}^{l_2} u(y)\,dy + u_1 a + u_2 a = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (4a)$$

$$\int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_2(y)\,dy + u_1 f_2(y_1) + u_2 f_2(y_2) = 0 \quad (5a)$$

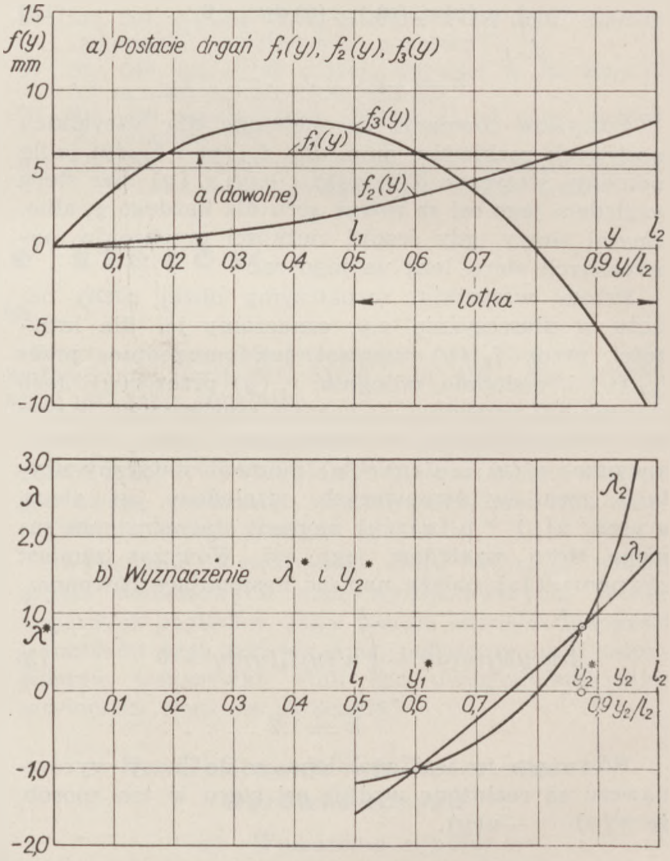
$$\int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_3(y)\,dy + u_1 f_3(y_1) + u_2 f_3(y_2) = 0 \quad (6a)$$

W powyższych trzech równaniach występują cztery niewiadome wielkości u_1, u_2, y_1 i y_2; dwie ostatnie są ukryte w funkcjach $f_2(y)$ i $f_3(y)$. Za zbyteczną niewiadomą uważać będziemy y_1 (oznaczoną w następstwie gwiazdką — y^*_1) i wyznaczymy ją innym sposobem. Zapiszemy teraz dla krótkości

$$I_1 = \int_{y=l_1}^{l_2} u(y)\,dy,$$

$$I_2 = \int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_2(y)\,dy,$$

$$I_3 = \int_{y=l_1}^{l_2} u(y) f_3(y)\,dy.$$



Rys. 2.

Wartości powyższych całek, jako pól ograniczonych krzywymi $u(y)$, $u(y)f_2(y)$ i $u(y)f_3(y)$, można wyznaczyć przez całkowanie liczbowe lub wykreślne ewent. przez planimetrowanie.

Oznaczamy teraz stosunek $\frac{u_1}{u_2}$ przez λ i niewiadomą u_1 zastępujemy w równaniach (3) iloczynem λu_2. Otrzymujemy wówczas następujące trzy równania z trzema niewiadomymi u_2, y_2 i λ:

$$I_1 + u_2(\lambda + 1) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4b)$$

$$I_2 + u_2(\lambda f_2(y^*_1) + f_2(y_2)) = 0. \quad . \quad . \quad . \quad (5b)$$

$$I_3 + u_2(\lambda f_3(y^*_1) + f_3(y_2)) = 0. \quad . \quad . \quad . \quad (6b)$$

Wobec tego, że z równania (4b)

$$u_2 = -\frac{I_1}{\lambda + 1}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4c)$$

więc ostatecznie

$$\lambda\left(f_2(\dot{y}_1) - \frac{I_2}{I_1}\right) + f_2(y_2) - \frac{I_2}{I_1} = 0, \quad . \quad . \quad (5c)$$

$$\lambda\left(f_3(\dot{y}_1) - \frac{I_3}{I_1}\right) + f_3(y_2) - \frac{I_3}{I_1} = 0. \quad . \quad . \quad (6c)$$

W celu wyznaczenia λ i y_2, wykreślamy λ (rys. 2b) jako funkcje y_2 kolejno z obu równań (5c) i (6c). Punkt przecięcia otrzymanych krzywych daje nam szukane wartości $\lambda = \lambda^*$ i $y_2 = y^*_2$.

Z (4c) otrzymujemy teraz

$$u_2 = -\frac{I_1}{\lambda^* + 1},$$

a że $\lambda = \frac{u_1}{u_2}$, więc ostatecznie

$$u_1 = -\frac{\lambda^*}{\lambda^* + 1} I_1.$$

IV. Literatura

Następujące prace omawiają konieczność stosowania wyważonych sterów w lotnictwie niemieckim.

Sposób doświadczalnego wyznaczenia powstających drgań podaje praca:

[1] Küssner, H. G., Augenblicklicher Entwicklungsstand der Frage des Flügelflatterns. Luft.-Forschg. Bd. 12 (1935) str. 193.

Metody rozwiązywania układów równań, występujących w nin. pracy podają

[2] Runge C., und König H., Numerisches Rechnen; Springer, Berlin 1924.

Sprawą wyważenia sterów zajmują się ogólnie np.

[3] Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen, Neudruck, wyd. grudzień 1936.

[4] Neesen H. und Teichmann A.: Zum Neudruck der Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen (Fassung Dezember 1936); Luftwissen, Bd. 4 (1937), Nr. 2.

Przegląd czasopism technicznych

Silniki — instalacje

Rozwój nowoczesnych kolektorów spalin. F. H. Rohr. Zastosowanie w lotnictwie silników o dużej mocy przyczyniło się do postępu w dziedzinie wytwarzania kolektorów spalin. Dziesięć lat temu stosowano w Stanach Zjedn. Am. Półn. kolektory z blachy żelaznej — rurowe; poza tym, zwłaszcza w lotnictwie wojskowym, znalazły zastosowanie pojedyńcze krótkie kominki wydechowe z rur stalowych, odprowadzające spaliny z poszczególnych cylindrów. Kolektory z blachy żelaznej mogły się nadawać do silników małej mocy, gdzie nie były poddane zbyt wielkiemu obciążeniu cieplnemu i korozji. Jednak wprowadzenie do lotnictwa paliw etylizowanych, powodujących występowanie korozji, oraz zastosowanie silników o wyższej mocy wraz z towarzyszącym temu wzrostem temperatur wydechu i drgań, spowodowały szybkie psucie się wspomnianych kolektorów i zmuszały do częstych napraw i wymian.

Pierwszym krokiem w kierunku udoskonalenia przewodów spalinowych było szczegółowe rozpatrzenie istniejących typów i napotkanych trudności w użytkowaniu. Tym sposobem stwierdzono, że kolektory spalin z blachy żelaznej są mało odporne na występujące wysokie temperatury (zendrowanie, spadek wytrzymałości) i korozję, natomiast doświadczenia nad kolektorami ze stali nierdzewnej nie wykazały poprzednio napotykanych trudności.

W lotnictwie morskim (U. S. Navy) napotkano wówczas na 2 trudności przy stosowaniu pojedynczych kominków wydechowych: nocne lądowania (wodowania) były ryzykowne, ponieważ błyski z kominków przeszkadzały pilotowi w patrzeniu, oraz do kabiny pilota przedostawał się tlenek węgla. Ze względu na konieczność nasuwających się radykalnych zmian, zachęcono wytwórców kolektorów do przezwyciężenia trudności i uzyskano od stalowni zapewnienie rozwiązania zagadnień: termicznego, korozji i zmęczenia materiału. W ciągu ostatnich 8 lat składy nierdzewnej stali ulegały częstym zmianom; obecnie używana na kolektory stal nierdzewna wykazuje dużą odporność na rdzewienie oraz na zendrowanie nawet w temperaturze około 900°C, wystarczającą zatem dla wydechu nowoczesnych silników.

Wyrabiane z tej stali kolektory spalin okazały się trwałe i dobre, znajdując rozpowszechnienie w lotnictwie amerykańskim. Ostatnio stosuje się coraz częściej jako materiał na przewody spalinowe Inconel.*)

Produkcja kolektorów spalin polega na wytłaczaniu sekcyj pierścienia zbiorczego z blachy stalowej nierdzewnej i spawaniu ich w całość zamiast przyjętego wykonywania z rur. Podane w artykule rysunki przedstawiają poszczególne fragmenty produkcji kolektorów. Podstawą dla fabrykacji jest wykonany b. dokładnie metalowy wzór, którego kształty zewnętrzne odpowiadają ściśle kształtom zaprojektowanego kolektora; w oparciu o ten wzór modelarnia wykonywa drewniane modele dla poszczególnych sekcyj kolektora, zapewniając dokładność kształtów przez sprawdzanie przylegania na wzorze metalowym.

Dalszy etap to zaformowanie modeli i przewodów wydechowych, wiodących z poszczególnych cylindrów; następnie przez wylanie cynkiem otrzymuje się szereg odlewów. Z odlewu cynkowego otrzymuje się stempel przez wypełnienie ołowiem przestrzeni pustej odlewu, odpowiadającej kanałom kolektora.

Po ostygnięciu ołowiu i obsadzeniu żelaznych rygli stempel mocuje się do głowicy młota opadowego, zaś odlew cynkowy przytwierdza się do stołu, sprawdzając dopasowanie obu części w najniższym położeniu młota.

Arkusze blachy ze stali nierdzewnej pocięte na odpowiedni format umieszcza się na części przytwierdzonej do stołu; po uruchomieniu młota stempel wytłacza połówkę sekcji o zadanym kształcie. Dzięki zastosowaniu z jednej strony twardego cynku, z drugiej miękkiego ołowiu na stempel, uzyskuje się gładko i dokładnie wykonaną połówkę rurową sekcji. Połówki poszczególnych sekcyj, tworzących całość pierścienia zbiorczego są spawane ze sobą i obcinane na odpowiednią długość. Montaż sekcyj odbywa się na poziomej tarczy z osadzonymi na jej obwodzie kołnierzami do przymocowania przewodów wydechowych; ilość tych kołnierzy, kształt i rozstawienie są takie jak na silniku.

Należyte położenie sekcyj przy spawaniu całości ustala się sprawdzianami klamrowymi, przykręcanymi do tarczy; zdjęty z tarczy pierścień wydechowy zostaje oddany do działu termicznego, gdzie poddaje się go normalizacji w temp. ok. 1050°C, mającej głównie na celu usunięcie naprężeń wewnętrznych, powstałych przy spawaniu. Po normalizacji kolektor zostaje sprawdzony ostatecznie na tarczy poziomej i oczyszczony metodą piaskową. Wykończenie po normalizacji i poddanie kolektora działaniu kwasu azotowego dla ochrony przed korozją w użyciu, zamykają cykl operacji, związanych z produkcją nowoczesnych kolektorów spalin. Aero Digest, August. 1938, str. 84—88, rys. 11.

Silniki

Niektóre zagadnienia rozwoju budowy silników lotniczych. Dr-Ing. Manfred Christian. Na wstępie autor przypomina, że pierwsze silniki lotnicze (B-ci Wright, Argus) wzorowane były na silnikach samochodowych,

*) Jest to stop wyrobu International Nickel Co, Inc., którego przybliżony skład jest następujący: 80% Ni, 14% Cr, 6% Fe. Stop ten ma być b. odporny zarówno na korozję pod wpływem atmosfery jak i gazów wydechowych silników pracujących na paliwie etylizowanym. Z innych zalet należy wymienić dostateczną wytrzymałość przy wysokich temperaturach, łatwość obróbki mechanicznej i spawania (przyp. red.).

z biegiem czasu jednak odbiegły znacznie od swego pierwowzoru. Przed silnikiem lotniczym bowiem stanęły następujące zagadnienia:

a) zwiększenia mocy całkowitej i z litra;
b) zmniejszenia ciężaru;
c) zmniejszenia oporu czołowego;
d) wprowadzenia chłodzenia powietrzem;
e) zmniejszenia zużycia paliwa;
f) wreszcie specjalne zagadnienia, związane z pracą na wysokości.

Jeśli chodzi o pierwsze 4-y zagadnienia, to autor zbadał charakterystyki około 100 silników budowanych seryjnie i podzieliwszy je na 3 grupy: 1) duże — ponad 500 KM, 2) średnie — 300—500 KM, 3) małe — poniżej 300 KM, zbadał ich rozwój na przestrzeni ostatnich 10-u lat, t. j. od r. 1928 do r. 1938 i sporządził wykresy porównawcze.

Okazuje się, że silniki grupy 1-ej w r. 1928 to przeważnie silniki chłodzone cieczą, o bardzo dużym gabarycie. Moc maksymalna 850 KM, moc z 1 litra 15 KM/l. W r. 1938 moc dochodzi do 1500 KM, moc z litra do 40 KM (silniki o wyższej mocy osiągają 28 — 34 KM/l, gdyż na skutek zwiększenia liczby cylindrów nie można dać zbyt wysokich obrotów). Przeważają silniki chłodzone powietrzem.

Silniki grupy 2-ej. Moc z litra wzrosła z 24 do 40 KM. Spotykane w r. 1928 silniki chłodzone cieczą obecnie całkiem zaginęły. Gwiazdowe i szeregowe reprezentowane są w równych częściach, jednak daje się zauważyć raczej rozwój silników szeregowych.

W grupie 3-ej należy też zanotować wzrost mocy z litra, jednak w stopniu nie tak dużym, jak u silników większych, gdyż nie stosuje się tu przekładni dla napędu śmigła.

Co się tyczy ciężaru jednostkowego, to porównywując silniki z r. 1928 i 1938 zauważymy, że nie tylko nie zmalał, lecz nawet wzrósł. Wiele przyczyn składa się na to zjawisko. Oto niektóre z nich: na skutek wzrostu mocy z litra, a tym samym wzrostu średniego ciśnienia efektywnego, powstała konieczność konstruowania mocniejszych, a więc i cięższych części. Dalszymi przyczynami są: wyposażenie silników w sprężarki, urządzenia regulacyjne i pomocnicze. Jeśli chodzi o silniki duże, to obecnie jak i w r. 1928 chłodzone powietrzem mają ciężar jednostkowy mniejszy, niż chłodzone cieczą, przy czym ciężar chłodnicy i cieczy chłodzącej nie jest brany pod uwagę. Za silnikami chłodzonymi cieczą przemawia mniejszy gabaryt.

Analiza postępu w zakresie zwiększenia mocy silników wykazała, iż jest to zasługą w połowie — rozwoju paliw, w drugiej zaś — konstrukcji i doświadczenia.

Po wprowadzeniu paliw o liczbie oktanowej 87 niebezpieczeństwo detonacji zostało zażegnane. Stosowanie paliw o wyższej liczbie oktanowej np. 100, które są już miejscami wprowadzone, nastręcza szereg trudności dla konstrukcyjnego opanowania maksymalnego ciśnienia w cylindrze i intensywniejszych zjawisk cieplnych.

Omawiając poszczególne elementy silnika, autor podzielił je na: 1) te, których konstrukcja musiała ulec zmianie na skutek wzrostu ciśnienia w cylindrze, 2) te, których zmianę spowodowały wzmożone zjawiska cieplne.

Elementami, należącymi do grupy 1-ej będą: karter, cylindry, wały korbowe, korbowody. W grupie 2-ej autor omawia zawory i tłoki.

Karter. Cylinder i karter nie mogą być w silniku lotniczym wykonane jako całość, przeto z góry musimy zrezygnować z takiego stopnia sztywności jak np. w silniku samochodowym. Aby więc przejąć różne siły i momenty, należy uciec się do takich sposobów, jak obniżenie podparcia wału korbowego, a tym samym podwyższenie ścian bocznych, danie podwójnych ścianek pod łożyska itd. Materiałem coraz częściej używanym jest odlew elektronowy, który wymaga jednak specjalnego ukształtowania. Np. na skutek pękania otworów gwintowanych przy końcu gwintu aby uniknąć gwintowania poczęto stosować śruby przelotowe, przechodzące przez cały karter. Zdarzają się też konstrukcje, w których usztywniono karter przelotowymi śrubami poprzecznymi. W silnikach szeregowych karter łącznie z pokrywami łożysk i śrubami stanowi 12 do 16% ciężaru całego silnika, właściwa więc konstrukcja może obniżyć całkowity ciężar silnika. Przy obecnym stanie techniki odlewniczej duże kartery o wadze w stanie surowym 50—80 kg i długości ponad 1 m można wykonać ze ściankami grubości 4,5 mm.

Cylindry. Dla dużych mocy, a więc średnic cylindrów i ciśnień w nim panujących, najlepszym rozwiązaniem jest głowica nakręcana. Wzrost mocy z cylindra, dochodzącej do 140 KM, wymaga znacznego powiększenia powierzchni chłodzącej do 0,55 m² na litr pojemności skokowej. Postęp techniki odlewniczej pozwolił na znaczne zwiększenie długości żeber, zmniejszenie ich odstępu i grubości. Dla zwiększenia trwałości gładzi cylindrowej stosuje się azotowanie.

Wały korbowe. W silniku szeregowym wał korbowy ułożyskowany jest między każdym wykorbieniem. Czopy są przewiercone, przy czym zdarzają się wiercenia kombinowane celem najlepszego rozkładu naprężeń. Całkowita obróbka i wyważenie dynamiczne są niezbędne. Przy dużych obciążeniach łożysk stosuje się cementowanie i hartowanie powierzchniowe czopów, co doprowadziło do takich konstrukcji jak wały dzielone (Hirth). Co się tyczy drgań skrętnych, to silniki małe pracują w obszarze podkrytycznym, w większych zaś silnikach zapobiega się temu zjawisku dzięki elementom elastycznym. Postęp w dziedzinie materiałowej spowodował możność stosowania stali bezniklowych.

Korbowody. Jeśli chodzi o łożyska, to ze względu na wzrastające obciążenia biały metal ustąpił miejsca brązom ołowiowym. Korbowody są całkowicie obrabiane, grubość ścianek 2—3 mm, naprężenie 30 kg/mm². Zmniejszenie ciężaru korbowodów powinno wpłynąć w kierunku zmniejszenia przekrojów śrub korbowodowych. Śruby powinny mieć duże zaokrąglenia, polerowane powierzchnie, gwint frezowany lub szlifowany. Obróbka korbowodu wymaga licznych operacji, drogich przyrządów i narzędzi. Autor podaje, że dla wykonania korbowodu widlastego, chętnie stosowanego w silnikach w literę V, potrzeba 2400 jednostek czasu na obróbkę i 9700 jedn. cz. na dopasowanie w 163 operacjach.

Zawory. Zawory wylotowe są kute, ze stali austenitycznej, napełniane sodem. Na siedzeniach posiadają nakładki z twardego metalu. Powierzchnia od strony komory spalania jest osłonięta przez wysokoniklowe odporne na korozję stopy żelazne. Trzonek jest azotowany. Obecne konstrukcje zaworów sprawiły, że element ten przestał być przedmiotem troski nawet dla ciężkich warunków pracy.

Przy okazji należy zaznaczyć, że ukazał się nowy, a raczej bardzo stary sposób rozrządu, a mianowicie rozrząd suwakowy. Bristol wyposażył swoje najnowsze silniki: 9-cylindrowy Perseus o mocy 900 KM i 14-cylindrowy Hercules o mocy 1400 KM w rozrząd suwakowy. Poza znacznym uproszczeniem wykonania rozwiązanie to daje szereg niewątpliwych korzyści.

Tłoki. Według autora konstrukcja tłoków stoi na martwym punkcie. Tłok zarówno w silniku chłodzonym powietrzem jak i cieczą jest elementem, który po względnie krótkim okresie pracy wymaga starannego przeglądu. Szczególnie daje się we znaki zanieczyszczenie rowków pierścieniowych. Różne środki jak: żebrowanie dna tłoka, chłodzenie tłoka przez olej smarujący, duże luzy boczne pierścieni, przedłużają tylko w pewnym stopniu życie pierścieni. Autor wini w związku z tym technologię olejów, iż nie poczyniła takich postępów jak technologia paliw. W artykule zamieszczony jest rysunek, uwidaczniający przekrój tłoka cylindra dużej mocy, na który naniesiono temperatury na zasadzie pomiarów twardości. Okazuje się, iż duża część ciepła musi być oddana olejowi smarującemu, reszta zaś drogą okrężną doprowadzona jest prawie wyłącznie do górnego pierścienia.

Z kolei autor omawia regulację zespołu silnik — śmigło. Rozważa wpierw silniki bezsprężarkowe i uzasadnia konieczność stosowania śmigła nastawnego. Następnie omawia zużycie paliwa, które oczywiście powinno być najniższe dla lotu podróżnego. Środkiem do uzyskania tego jest odpowiednie urządzenie w gaźniku do zubożenia mieszanki. Aby jednak silnik nie stracił zdolności dobrych przejść, gaźnik powinien mieć pompy przyśpieszające. Ze względu na spadek mocy ze wzrostem wy-

sokości gaźnik powinien posiadać regulator wysokościowy, który w nowoczesnych gaźnikach działa automatycznie.

Przy silnikach sprężarkowych zagadnienie regulacji jest bardziej skomplikowane. Automatyczny regulator ciśnienia ładowania staje się niezbędny. Dalej uzasadnia autor stosowanie sprężarek wielobiegowych. Wreszcie omawia urządzenia, w które powinien być zaopatrzony nowoczesny gaźnik. Warunkom tym odpowiada gaźnik Claudel — Hobson. Autor opisuje pokrótce ten gaźnik.

Gaźnik stał się obecnie mechanizmem tak skomplikowanym, a przez to i drogim, że cały lotniczy świat techniczny śledzi z wielkim zainteresowaniem wyniki prób, jakie przeprowadzane są z urządzeniami wtryskowymi, napędzanymi przez pompę. Próby przeprowadzane są z wtryskiem do wirnika sprężarki, do rury ssącej i do cylindrów, Urządzenie takie przyniosłoby duże korzyści.

Następnie autor omawia produkcję silników lotniczych, porównywując ją z produkcją silników samochodowych. Serie silników lotniczych są daleko mniejsze od serii silników samochodowych, i dlatego obróbka nie jest tak dalece zmechanizowana. Prócz tego wiele części musi podlegać ciągłej kontroli międzyoperacyjnej. Pasowania są dokładniejsze. Wreszcie panuje wielka różnorodność materiałów. Wszystko to sprawia, iż cena 1 KM silnika lotniczego jest parę razy wyższa niż silnika samochodowego. Biorąc pod uwagę cenę kilograma, różnica ta byłaby jeszcze większa.

Wszędzie przeprowadzono rozdział warsztatu silników seryjnych od warsztatu prototypów nie tylko ze względu na konieczność zachowania tajemnicy, ale i na potanienie produkcji.

Aby uprościć badania nad całym silnikiem, przeprowadza się wpierw badania nad poszczególnymi częściami, zespołami i mechanizmami. Stanowiska próbne i pomiarowe dla badań są obecnie bardzo liczne i kosztowne. Dla silników chłodzonych powietrzem szczególnie ważne są próby, przeprowadzane na 1-o cylindrówkach. Dla sprężarek są specjalne stoiska prób, które umożliwiają sporządzenie charakterystyk i wykonanie różnych długotrwałych nawet doświadczeń.

Do badania zagadnień regulacji i drgań buduje się często własne urządzenia pomiarowe, przy czym pomiarowe metody oscylograficzne wysuwają się coraz bardziej na pierwszy plan.

Rosnące szybkości lotu wymagają zmniejszenia mocy zużywanej na chłodzenie. Przeprowadza się więc badania w kanałach wiatrowych, które pozwalają na pomiar mocy i temperatur silnika obudowanego, w warunkach identycznych jak na płatowcu.

Prace laboratoryjne uzupełniane są przez próby w locie, pomiary jednak na wysokości sprawiają szczególne trudności. Z powodzeniem zastępowane są one przez próby na stoiskach pomiarowych górskich. (ATZ. Heft 6. 25.III. 1938).

Silnik lotniczy BMW 132 Dc. 9-o cylindrowy gwiazdowy silnik BMW 132 jest od paru lat w lotnictwie niemieckim jednym z najczęściej stosowanych. Bayerische Motorenwerke budują go na zasadzie licencji firmy Pratt & Whitney. Z biegiem czasu z pierwowzoru tego powstawały coraz to nowe, ulepszone serie silników, z których typ BMW 132 Dc jak dotychczas daje największą moc i pod tym względem stoi na jednym poziomie z najsilniejszymi 9-o cylindrowymi silnikami, wykonywanymi za granicą. Liczne nowsze prototypy płatowców niemieckich, jak np. Focke-Wulf Fw 200, Junkers Ju 86, Junkers Ju 90, Dornier Do 17 i inne są wyposażone w te silniki.

Prototyp silnika BMW 132 Dc jest nowoczesnym silnikiem wysokościowym, który dopuszczalną moc stałą przy ziemi uzyskuje jeszcze na wysokości 4750 m. Konstrukcyjnie jest on najbardziej zbliżony do serii BMW 132 Da, w stosunku do której posiada cały szereg nowości i ulepszeń. Chłodząca powierzchnia żeber jest znacznie zwiększona, sprężarka ulepszona, co dało razem wzrost mocy o 10% przy odpowiednio zwiększonych obrotach (moc z 1 litra w odniesieniu do mocy maksymalnej wynosi 31,4 KM wobec osiąganych dawniej 27,8 KM). Ważną nowością jest zastosowanie gaźnika z samoczynnym regulatorem ciśnienia ładowania i mieszanki na wysokości. Gaźnik ten wykazuje zużycie paliwa w locie podróżnym 195 do 200 gr KMgodz. Następnie nowością jest możliwość zastosowania nastawnego śmigła, regulowanego za pomocą ciśnienia oleju.

Cylinder. Tuleje cylindrowe z wytoczonymi żeberkami. Aluminiowe głowice, nakręcane na gorąco, posiadają gniazda zaworowe z brązu aluminiowego dla wlotu i z ognioodpornej stali dla wylotu.

Zawory. 2 zawory na cylinder. Zawory wydechowe napełnione sodem. Na każdy zawór 2-e współosiowe sprężyny. Prowadzenie trzonków zaworowych w tulejkach brązowych.

Mechanizm korbowy. Tłok kuty ze stopu aluminiowego. Główny korbowód niedzielony. Łożysko korbowe z brązu ołowiowego, łożyska główek korbowodów z wprasowanych tulejek brązowych. Wał korbowy ze specjalnej ulepszonej stali składa się z 2 części i wsparty jest na 3 łożyskach rolkowych.

Reduktor. Przekładnia 1,61:1.

Karter. Dwudzielny karter wału korbowego odkuty jest ze stopu aluminiowego. W nim osadzone jest łożysko główne. Z przodu przymocowany za pomocą kołnierza karter rozrządu i reduktora z przednim łożyskiem. Z tyłu komora sprężarki i pokrywa napędów akcesorii z łopatkami dyfuzora sprężarki

Zasilanie paliwem. Podwójny gaźnik Mona-Hobson z dwiema oddzielnymi komorami pływakowymi. Pompa przyśpieszająca i samoczynny regulator mieszanki Hobson-Penn. Sprężarka odśrodkowa—przekładnia 1:9,5. Sprężarka spręża mieszankę. Zaopatrzona jest w samoczynny regulator ciśnienia Askania i regulator graniczny ciśnienia ładowania. Napęd od wału korbowego za pośrednictwem sprzęgła elastycznego.

Zapłon. 2 iskrowniki Boscha z elektrycznym włączanym ręcznie nastawianiem punktu zapłonu. Po 2 świece na cylinder. Przewody ekranowane.

Smarowanie. Smarowanie obiegowe zapomocą 4-ech razem zbudowanych pomp trybowych (1 — tłocząca, 3 — ssące). Smarowanie pod ciśnieniem łożyska korbowodu głównego, sworzni korbowodów bocznych, krzywki kułakowej, sterowania zaworów, napędu sprężarki i napędów akcesorii.

Rozrusznik. Przewidziane przyłączenie Bosch'owskiego rozrusznika bezwładnościowego.

Przyrządy pomocnicze. Przewidziane połączenia dla: regulatora śmigła, pompki paliwowej, prądnicy, kompresorka powietrza i dwóch mechanizmów specjalnych o liczbie obrotów równej obrotom śmigła.

Dane charakterystyczne.

Średnica cylindrów	155,5 mm
Skok tłoka	162 mm
Pojemność cylindrów	27,7 l
Stopień sprężania	6,5
Długość silnika	1,41 m
Gabaryt silnika	1,38 m

Moc	Ilość obrotów 1/min.	Dopuszczalna moc przy ziemi KM	Moc nominalna KM
Maksymalna przejściowa 1 min.	2450	880	945 na 2,0 km
Przejściowa 5 min. . .	2370	800	870 na 2,5 km
Stała podwyższona 30 min.	2290	720	790 na 2,9 km
Stała	2130	580	655 na 3,8 km

Moce podano w odniesieniu do atmosfery wzorcowej i śmigła o stałym skoku. Ważne dla paliwa o liczbie oktanowej 87.

Ciężar silnika gotowego do ruchu, bez wyposażenia	525 kg
Ciężar jednostkowy	0,56 kg KM
Zużycie paliwa przy mocy stałej	240 gr KMgodz.
Zużycie paliwa przy locie oszczędnym	200 gr KMgodz.
Zużycie oleju przy mocy stałej	2—4 kg/godz.

Luftwissen, Nr 7, Juli 1938.

Tłoki silników lotniczych. Dr.-Ing Paul Sommer. Jakkolwiek w latach ostatnich moc silników znacznie wzrosła, to jednak zasadnicza budowa ich pozostała w stosunku do prototypów niemal bez zmian. Jako przykład może służyć silnik BMW o mocy 950 KM, który powstał z silnika Pratt & Whitney Hornet o mocy 500 KM. Tak samo silnik Bristol Jupiter VII F 1929 miał moc 466 KM, a Pegasus XII — 1025 KM. Jednocześnie jeśli weźmiemy pod uwagę ilość godzin pracy bez zmiany tłoków w silnikach towarzystw komunikacyjnych, to okaże się, że ilość ta znacznie wzrosła i wynosi obecnie ponad 1000 godzin. Stąd można wysnuć wniosek, że tłoki jak i inne zresztą części silnika nie były dotychczas w pełni wyzyskiwane.

Obliczenie tłoka. Obliczenie tłoka przy konstruowaniu nastręcza wiele trudności. Dotychczas nie udało się sporządzić pewnego obliczenia rzeczywistych naprężeń. Wpływa na to przede wszystkim zmienność własności wytrzymałościowych w czasie pracy. Próby jednak w tym kierunku są przedsiębrane stale, gdyż poznanie granic wytrzymałości przejściowej i stałej pozwoli na najwłaściwsze wyzyskanie materiału. Przy obliczaniu tłoka należy się starać w pierwszym rzędzie o jak najrównomierniejsze rozłożenie nacisków i najwłaściwsze odprowadzenie ciepła. Należy przy tym zapewnić dostateczny dopływ i odprowadzenie oleju.

Konstrukcje tłoków. Rozróżniamy 2 zasadnicze typy tłoków: suwakowe i garnkowe. Tłoki suwakowe odznaczają się prostą budową i lekkością. Uszy sworznia wiszą prawie swobodnie, połączone z powierzchniami ślizgowymi cienką ścianką. Wadą tłoków tego typu jest niemożność umieszczenia pierścienia zbiorczego na końcu powierzchni walcowej. Tłoki garnkowe są sztywniejsze od tłoków suwakowych, choć nieco cięższe. Poniżej sworznia umieścić można pierścień zbiorczy, co zapewni lepszą regulację zużycia oleju. Obecnie przeważają tłoki garnkowe. Niektóre konstrukcje specjalne wzorują się na wypróbowanych konstrukcjach samochodowych, jak tłok Nelson z płytkami invarowymi i lany tłok MEC.

Trudne jest skonstruowanie pewnych w ruchu tłoków dla Dieseli lotniczych. Uciekano się tu do takich sposobów jak stosowanie płyty z ognioodpornej stali na dnie i specjalnego pierścienia bez zamka dla ochrony właściwych pierścieni od wysokich temperatur.

Wymiary i ciężary. W silnikach dużych średnice tłoków zawierają się w granicach 150—160 mm. Granicą dolną, rzadko przekraczaną, jest średnica 90 mm. Mniejsza wysokość w stosunku do średnicy znamionuje tłoki lotnicze (z wyjątkiem 2 taktowego Diesla) w stosunku do tłoków samochodowych. Niosąca powierzchnia walcowa zawiera się w granicach od 0,34 do 0,44 D, gdzie D — średnica tłoka. Obecne konstrukcje trzymają się raczej górnej granicy.

Tzw. „wysokość kompresyjna" — od środka sworznia do brzegu dna tłoka — waha się w granicach 0,25 do 0,35 D. Zależy ona od ilości pierścieni kompresyjnych (2 do 3) i ich wysokości. Całkowita wysokość tłoka waha się w granicach od 0,64 do 0,71 D. Odległość między uszami sworznia zawiera się między 0,38 a 0,47 D. Średnica sworznia 0,23 — 0,28 D.

Jeśli chodzi o ciężary tłoków, to gdy porówna się ciężary względem trzeciej potęgi średnicy, to okaże się, że tłok „ciężki" jest najwyżej o 8% cięższy od „lekkiego". Oznacza to, że tłoki lotnicze są u granicy obciążalności i dalsze zmniejszenie wagi nie będzie łatwe do osiągnięcia.

Ukształtowanie dna. Przeważają obecnie dna wewnątrz użebrowane. Pozwala to na lepsze odprowadzenie ciepła i daje możność wykonania cieńszego dna. Rozróżniamy więc żebra chłodzące i usztywniające. Możliwość kombinacji stwarza konstruktorom pole do popisu. Wysokość żeber wynosi 1 do 1,4 grubości dna. Tylko w nielicznych wypadkach stosuje się żebra wyższe (USA).

Sposoby wykonywania tłoków. Kucie tłoków wysunęło się na pierwszy plan przede wszystkim dla większych średnic. Przyczyną tego jest większa i równomierniejsza wytrzymałość i lepsza ciągliwość. Tej ostatniej właściwości zawdzięcza się, że nie może zajść rozpadnięcie tłoka na części, które spowodowałoby uszkodzenie innych części silnika. Nowsze sposoby kucia dozwalają na odkucie wnętrza na gotowo. Sposób ten znalazł zastosowanie w Stanach Zjednoczonych i Niemczech, w Anglii natomiast obrabiają tłok całkowicie.

Odlewanie tłoków zachowało również swój zakres zastosowania szczególnie dla mniejszych średnic. Poza tym większe możliwości w nadawaniu kształtów usprawiedliwiają jego zastosowanie tam, gdzie skomplikowane kształty dają techniczne korzyści.

Materiały. Stosuje się 3 grupy zasadnicze materiałów. Podstawowym składnikiem ich jest aluminium.

1) Pierwszą grupę stanowią stopy o 8—16% Cu z dodatkami Mg, Fe, Ni. Zalety tych stopów są natury odlewniczej i obróbkowej.

2) Druga grupa, najbardziej rozpowszechniona, opiera się na znanym stopie Y. Materiały te mają wysoką odporność na temperatury i dobrą przewodność cieplną. W Anglii na podstawie stopu Y powstała grupa stopów RR, które zawierają nieco mniej Cu i Ni, lecz zato mają dodatki Fe i Si. Wadą tych stopów jest duża rozszerzalność, która wymaga dużych luzów montażowych.

3) Trzecią grupą stopów, ostatnio szeroko stosowanych szczególnie, gdy okazało się, że są one kujne, jest grupa eutektycznych stopów Al-Si. W Niemczech na pierwszym miejscu stoi stop EC 124. W Ameryce stop Low-Ex. Stopy te posiadają mniejszą rozszerzalność, która wymaga mniejszych luzów, zachowując dodatnie własności stopów grupy 2-ej.

Metalurgia stopów tłokowych poczyniła tak duże postępy, że nie należy się liczyć w najbliższym czasie z większymi zmianami w tej dziedzinie. Używane stopy podlegają obróbce cieplnej. Nie udało się jednak zapobiec, aby tłoki w czasie pracy nie traciły prawie połowy swej początkowej twardości, która zawiera się w granicach 110—135° Brin.

Dalszy rozwój konstrukcji tłoków jest ściśle związany z ulepszeniem i wzrostem mocy silników. Tłoki będą narażane na coraz to wyższe temperatury, które ich tworzywo i tak ledwo znosi. Zrozumiałe jest, że konstruktor silnika będzie starał się z danego tłoka wyciągnąć jak największą moc, więc tłok będzie musiał mieć pewien zapas wytrzymałości, aby zachować przepisany mu czas pracy. Jak do tej pory dzięki drobnym na pozór zmianom jak dodatek w stopie, ulepszona obróbka cieplna, ulepszona obróbka powierzchni ślizgowej, właściwsze ukształtowanie, opanowywanie napotykanych zagadnień nie napotykało na trudności. Luftwissen, Nr 3. März 1938.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU NR 14/38

1. Nowoprzyjęci członkowie:

Inż. Damsz Jerzy — Warszawa,
Inż. Dunikowski Jerzy — Warszawa,
Mjr. pil. inż. Kalina Kazimierz — Warszawa,
Inż. Krüger Zbigniew — Warszawa,
Inż. Modzelewski Tadeusz — Warszawa,
Inż. Muraszew Aleksander — Warszawa,
Inż. Nowicki Kazimierz Władysław — Biała Podlaska,
Inż. Piątkowski Stanisław — Warszawa,
Inż. dr. pil. Piwkowski Tomasz — Warszawa,
Inż. Raczyński Edward — Warszawa,
Inż. Rosnowski Michał — Biała Podlaska,
Inż. Sznec Roman.

2. Projekt nowego statutu Naczelnej Organizacji Inżynierów.

Komisja Statutowa Rady Głównej N.O.I. opracowała projekt nowego statutu N.O.I. Koledzy, pragnący się z projektem zaznajomić, mogą to uczynić w godzinach urzędowych Sekretariatu ZPIL — codziennie od godz.



Zebranie inauguracyjne w Auli Politechniki Warszawskiej. Przemawia Prezes Z.P.I.L. inż. W. Challier.

18 do 20; z wyjątkiem niedziel, świąt i sobót. Ewentualne uwagi należy kierować do Zarządu ZPIL.

3. Podziękowanie.

Zarząd ZPIL wyraża serdeczne podziękowanie tym wszystkim Kolegom i osobom, którzy przyczynili się do zorganizowania Zjazdu 10-lecia ZPIL, oraz tym, którzy swą obecnością na Zjeździe zaznaczyli swój pozytywny stosunek do Związku i tym samym uświetnili uroczystości zjazdowe.

Za Zarząd:

(—) *E. Kosko* — Sekretarz. (—) *W. Challier* — Prezes.

JUBILEUSZOWY ZJAZD ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTN.

Wstęp

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych zorganizował w październiku b.r. w Warszawie Zjazd z okazji swego Dziesięciolecia. Na program Zjazdu złożyło się:

30 października — Nabożeństwo w kościele Zbawiciela. Inauguracja Zjazdu i referaty w Auli Politechniki Warszawskiej.

31 października — Wycieczki do Wytwórni Płatowców i Silników Państwowych Zakładów Lotniczych. Wieczerza Koleżeńska w lokalu Aeroklubu Rzeczpospolitej Polskiej.

Inauguracja i referaty

Zebranie Inauguracyjne zagaił oraz powitał obecnych prezes Związku, inż. Wilhelm Challier. Dowodem zainteresowania obradami Zjazdu była obecność przedstawicieli władz i świata naukowego w osobach pp.: wiceministra prof. dr. Jerzego Aleksandrowicza, Dowódcy Lotnictwa gen. pil. inż. Ludomiła Rayskiego, I Zastępcy Dowódcy Lotnictwa gen. obs. inż. Janusza de Beaurain, Prorektora Politechniki prof. dr. Stefana Straszewicza, prof. dr. Maksymiliana T. Hubera, prof. dr. Bohdana Stefanowskiego, prof. inż. Karola Taylora, prof. inż. Czesława Witoszyńskiego, oraz licznie zebranych inżynierów pracujących w lotnictwie. Z grona założycieli Związku Polskich Inżynierów Lotniczych obecny był dyr. Eugeniusz Roland.

Depesze gratulacyjne nadesłali pp.: Wiceminister inż. Aleksander Bobkowski, wiceminister dr. Adam Rose, Prezes Zarządu Gł. L.O.P.P. gen. dyw. inż. Leon Berbecki, prof. inż. Gustaw Mokrzycki, prof. Stanisław Łukasiewicz, oraz instytucje: Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich, Zarząd Główny Stowarzyszenia Elektryków Polskich, Zarząd Główny Związku Inżynierów Chemików R.P., Zarząd Główny Związku Polskich Inżynierów Kolejowych, Stowarzyszenie Polskich Inżynierów Górniczych i Hutniczych, Zarząd Stowarzyszenia Techników Polskich w Warszawie, Izba Inżynierska we Lwowie, Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych.

Zjazd wysłał depesze hołdownicze do Pana Prezydenta Rzeczypospolitej Polskiej, prof. Ignacego Mościckiego i Wodza Naczelnego, Marszałka Polski Edwarda Rydza Śmigłego.

W imieniu Jego Magnificencji Pana Rektora Politechniki Warszawskiej powitał Zjazd w murach tej uczelni p. prof. dr. Stefan Straszewicz.

Po wyborze Prezydium Zjazdu, do którego weszli pp.: prof. dr Maksymilian T. Huber jako przewodniczący oraz płk. pil. inż. Tytus Karpiński, dyr. inż. Mieczysław Kurman, dyr. inż. Stanisław Krzyczkowski, dyr. inż. Roman Rosinkiewicz i dyr. inż. Aleksander Seńkowski, zebrani wysłuchali następujących referatów:

1. *Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie* — prof. inż. Czesław Witoszyński.
2. *O potrzebie reformy studiów lotniczych* — inż. Wilhelm Challier.

Dalsze dwa referaty odbyły się po południu:

3. *Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców* — inż. Wsiewołod Jakimiuk.
4. *Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych* — inż. Kazimierz Księski.



Prezydium Zjazdu: siedzą (od lewej): dyr. inż. R. Rosinkiewicz, dyr. inż. M. Kurman, płk. inż. T. Karpiński, prof. dr. M. Huber, dyr. inż. S. Krzyczkowski i dyr. inż. A. Seńkowski.

Streszczenia referatów prof. inż. Cz. Witoszyńskiego, inż. W. Jakimiuka oraz referat inż. K. Księskiego w całości podane są w n-rze 10 „Techniki Lotniczej". Referat inż. W. Challier znajdą Czytelnicy na innym miejscu niniejszego numeru.

Wracając do referatu inż. Jakimiuka, interesujące będzie pewne uzupełnienie zawartego w poprzednim numerze streszczenia.

Przy omawianiu typów płatowców autor kreśli sylwetki turystycznego i komunikacyjnego samolotu przyszłości. Oto one:

Samolot turystyczny

Moc silnika 80 do 100 KM, dwuosobowy, szybkość lądowania 50 km/godz., szybkość podróżna 160 km/godz., zasięg 450 km, zużycie 16 litrów na 100 km; kadłub z rur spawany, kryty płótnem; skrzydło z drzewa udoskonalonego. Sporo części z materiałów plastycznych (obrzeża skrzydeł, stateczników). Cena nie wyższa, niż 10.000 zł.

Samolot komunikacyjny

Ze wszystkich rodzajów samolotów, samolot komunikacyjny ma największą przyszłość. Aczkolwiek obecnie większa część samolotów służy do celów wojskowych, stan ten należy uważać za przejściowy. Nie należy jednak myśleć, że rozwój lotnictwa wojskowego będzie zahamowany. Tempo jego będzie co najmniej utrzymane. Pomimo to pewne jest, że lotnictwo komunikacyjne rozwinie się tak potężnie, że przemysł lotniczy wojskowy będzie stanowił tylko mały procent ogólnego przemysłu lotniczego.

Wielkość samolotu. Wiemy, że wzrost wymiarów samolotu wpływa niekorzystnie na stosunek jego ciężaru własnego do użytecznego, wskutek tak znanego prawa sześcianów. Polega ono na tym, że ciężar własny samolotu rośnie w przybliżeniu proporcjonalnie do sześcianu jego wymiarów liniowych, zaś siła nośna proporcjonalnie do kwadratu wymiarów liniowych. Wynika stąd, że ciężar własny samolotu jest proporcjonalny do pierwiastka kwadratowego z ciężaru całkowitego. Nie wolno więc nieograniczenie zwiększać wymiarów samolotu, bo szybko dojdzie się do granicy, ciężar użyteczny równa się zeru.

Rozważania te jednak odnoszą się jedynie do samolotów o podobnych Cx, obciążeniach na m², współczynnikach bezpieczeństwa, rozkładzie mas i t. d. W dużych samolotach mamy jednak duże zyski, rozkładając ciężary w skrzydle, chowając silniki w skrzydła, zmniejszając stosunkowo wymiary kadłuba i zwiększając obciążenie na m².

Możliwe jest skonstruowanie samolotu o ciężarze około 220 ton, mającego dość dobry stosunek ciężaru użytecznego do własnego.

Powierzchnia nośna.

1. Obciążenie na m² najlepsze jest takie, gdy lot na maksymalnej szybkości użytkowej odbywa się na kącie maksymalnej doskonałości płata i usterzenia.

2. Obciążenie najlepsze maleje w miarę wzrostu wysokości użytkowej i wzrasta w miarę wzrostu szybkości na danej wysokości. Przy szybkościach przelotowych rzędu 600 km/godz. na poziomie morza najlepsze obciążenie wynosi 1400 kg/m², a przy tej samej szybkości na 10.000 m — 250 kg/m².

Wydłużenie ze względu na doskonałość przy przelocie będzie wzrastało i prawdopodobnie przekroczy 10 (dla Douglasa DC3 wynosi 9). Ze względu na bezpieczeństwo lotu z silnikami zatrzymanymi, obciążenie mocy nie będzie bardzo wysokie (ok. 5 do 6 kg/KM). Do startu trzeba będzie zastosować napęd pomocniczy (rakiety, równie pochyłe, katapulty). Samolot będzie przeznaczony do lotów na dużych wysokościach i będzie miał szczelną kabinę (wysokości 10.000 do 15.000 m przy przelotach dalekodystansowych).

Jeśli chodzi o loty wysokościowe, to ostatnie badania Karmana wykazały, że wzrost współczynnika oporu na skutek wpływu ściśliwości powietrza będzie nieznaczny, gdyż przy bardzo dużych szybkościach tarcie powierzchniowe odgrywa większą rolę niż zaburzenia związane ze ściśliwością powietrza. Natomiast sprawa chłodzenia przy dużych szybkościach może nastręczyć pewne trudności, gdyż tarcie powierzchniowe wywiąże pewne ilości ciepła, które będą miały wpływ na temperaturę chłodzonego ciała. Chłodzenie będzie się polepszało tylko do pewnej szybkości; później nastąpi pogorszenie.

Uwzględniając powyższe wywody, otrzymamy następujące charakterystyki dalekodystansowego samolotu komunikacyjnego w roku 1950. Moc — 6 silników po 2.500 KM całkowicie schowanych w skrzydła. Śmigła cztero lub sześcioramienne. Ciężar całkowity 100.000 kg. Ciężar użyteczny 20 osób załogi, 100 pasażerów, 5.000 kg. ładunku. Szybkość przelotowa 500 km/godz. Obciążenie powierzchni 250 kg/m². Zasięg 5.000 do 8.000 km. Układ — zbliżony do latającego skrzydła. Szkielet stalowy, pokrycie stalowe spawane punktowo. Podwozie z kołem z przodu.

W zakończeniu referatu prelegent wysunął postulaty, których spełnienie uważa za niezbędne dla skutecznego rozwoju naszego przemysłu lotniczego:

1. Budowa dużego tunelu dla badań w naturalnej wielkości.
2. Zaopatrzenie Działu Badań Samolotów w personel i przyrządy do ilościowych pomiarów współczynników stateczności i sterowności w locie i zebranie materiału doświadczalnego.
3. Opracowanie metod obróbki stali o bardzo wysokiej wytrzymałości.
4. Wprowadzenie do przemysłu lotniczego stali spawalnych bardzo wysokiej wytrzymałości.
5. Rozpoczęcie badań nad metodami ulepszania drzewa.
6. Badania materiałów plastycznych.
7. Zwiększenie personelu wykonującego obliczenia i prowadzenie systematycznych prób drobnych zespołów; centralizowanie materiałów zdobytych z różnych wytwórni.
8. Przyśpieszenie rozwoju krajowych silników chłodzonych płynem.
9. Przyśpieszenie rozwoju krajowych śmigieł.
10. Stworzenie popularnego silnika dla małych samolotów.

Wycieczka do Państwowych Zakładów Lotniczych

W ramach zjazdu została zorganizowana wycieczka do Państwowych Zakładów Lotniczych, obejmująca zwiedzenie Wytwórni Płatowców i Wytwórni Silników. Mimo atmosfery dużego zainteresowania, w jakiej odbywały się przygotowania do wycieczki, udział w niej wypadł stosunkowo nikle, wyraził się bowiem liczbą jedynie 12 uczestników, co niewątpliwie przypisać należy nawałowi pracy, który uniemożliwił licznym chętnym opuszczenie zajęć służbowych na cały dzień, tyle bowiem czasu trwała wycieczka.

Specjalnie przygotowany autobus przewiózł uczestników do Wytwórni Płatowców, gdzie oczekiwali ich inż. Jakimiuk i dr. inż. Misztal, pod których przewodnictwem odbyło się zwiedzenie Wytwórni w godzinach od 9 do 12. Na specjalne podkreślenie zasługuje bardzo

dobrze przemyślany plan zwiedzania, który pozwolił na prześledzenie biegu produkcji w kolejności, przebywanej przez materiał: od magazynów do montażu gotowych samolotów. Ku żalowi uczestników nie udało się uzyskać zezwolenia na zwiedzenie studium.

O 12-ej wycieczkowicze zostali zaproszeni na wydane przez Dyrekcję Wytwórni Płatowców śniadanie, które przeciągnęło się w miłym nastroju do godziny 13.30. W imieniu Wytwórni przemówił do wycieczki dyr. Kazimierczak, któremu odpowiedział z ramienia uczestników kierownik wycieczki, inż. Mioduszewski.

W drugiej części wycieczki, poświęconej zwiedzeniu Wytwórni Silników, udział wzięli członkowie Związku w tej samej ilości, jednak nieco zmienionym składzie. Rolę przewodnika w Wytwórni Silników objął dyr. Seńkowski, zaznajamiając gości z coraz bardziej rozrastającą się Wytwórnią. O interesującym przebiegu wycieczki świadczy jej przeciągnięcie się poza „fajrant" (godz. 16-a), wskutek czego nie dało się niestety uczestnikom skorzystać z przygotowanych dla nich nadprogramowo przez Dyrekcję Wytwórni Silników autobusów, gdyż autobusy te zgodnie ze swoim normalnym przeznaczeniem odjechały z pracownikami Wytwórni. Względy formalne nie pozwoliły na zwiedzenie studium i w tym wypadku.

W sumie wycieczka dała jej uczestnikom cenny zasób wiadomości, dotyczących działalności dwóch największych polskich wytwórni lotniczych, żałować jedynie wypada, że z tej niecodziennej sposobności skorzystało tak nieliczne grono członków Z.P.I.L.

Wieczerza koleżeńska



Nieoficjalnym zakończeniem oficjalnego programu Zjazdu była wieczerza koleżeńska. W poniedziałek, 31-go października, zgromadziła się wieczorem brać zpilowa w naprawdę aeropejskich salonach A. R. P. Zgodnie z intencją organizatorów, przybyłych ogarniała natychmiast ciepła atmosfera koleżeńska, w której niebawem pozapominano o piastowanych dostojeństwach. W warunkach takich zdołał się umiejętnie zamaskować nawet kol. Dowódca, rychło wszakże zidentyfikowany po charakterystycznym wymiarze. Mówią, że podobno organizm kol. D-cy przystosował się wreszcie do narzuconych mu przez naturę warunków wysokościowych, dzięki czemu może on obecnie nie tylko siedząc, ale nawet stojąc na palcach oddychać bez inhalatora (oczywiście tylko na poziomie morza).

Dalej zauważono (nic się na tym świecie nie ukryje) kol. kol. ABC, Filipa i Itelnickiego, oraz szczyptę kol. kol. majorów, kapitanów i poruczników, których otaczała zewsząd ciemna masa cywilów, z obojgiem awio-profesorów: Witosem z Dmuchosławic i Hubertem Wytrzymałym, tudzież kilkorgiem dyrektorów na czele. Wśród tejże ciemnej masy smoków i, rzadziej, fraków jaśniała koleżanka Jedynaczka.

Niebawem przystąpiono do głównego punktu nieporządku nocnego, t.j. do konsumcji. W pewnej chwili zakłócił ją kol. Prezes, wygłosiwszy kunsztowny speach, w którym przyrównał ZPIL do dziecięcia, które to dziecię przechodziło różne choroby dziecinne, ząbkowanie i t. p., jak to dziecię, aż wreszcie i t. d. Te charakterystyczne asocjacje nie pozostały, jak mówią, bez wrażenia na niektórych zasłużonych członkach ZPIL, ograniczających dotychczas swoją płodność do prototypów i inn. objawów twórczości fachowej.

Nie wiele upłynęło wódy, a wystąpił kol. dyr. Kariokowicz, czule wspominając trzech członków założycieli Związku. W innym momencie koski Eryk odczytał jeszcze depeszę od kol. Kwaśniaka, którego życie obecnie, po wypadku, nie jest słodkie (a nie pędź taksówką do pracy: praca, jak Zając, nie ucieknie).

Na tym skończyły się męczące imprezy tego rodzaju i nic już nie zakłócało odprawiania właściwego obrządku. To też krzywa zużycia mieszanki alkoholowej W. C. (Wermut, Czysta) poczęła załamywać się co raz gwałtowniej ku górze. Podobnie było z ciśnieniem ładowania do żołądków seryjnych indyków z akcesoriami. Gdy temperatura głowic osiągnęła odpowiednią wysokość, zażądano rocznego sprawozdania firmy B.M.W. (Bohdan — Motor — Werner). Stara ta firma i tym razem nie zawiodła. Zaczęło sie od omawiania, w związku z nowym kursem polityki D-twa, nowych typów samolotów, jak np. Muchy III z silnikami Słoń II (wizja przyszłości: pułk. Bażant z m u s z a — dosłownie — na Musze trzy nieprzyjacielskie Hipopotamy do ucieczki), Wyżła I z silnikiem Zając IV ze zwróceniem uwagi na szybkość tej maszyny: zając przed wyżłem (oby tylko zając się nie zagrzał — przyp. CJK), no i tak dalej. Najwięcej podobał się komunikat, że znana rodzina Łosiów wystąpiła z prośbą o zmianę rodowego nazwiska na PZL-37, na co władze jakoby się zgodziły, postanawiając jednocześnie całą tę rodzinę utajnić. Potym firma B.M.W. odstawiła kawałek radcy Stroncia i coś tam jeszcze, a po odpoczynku (czytaj: dopompowaniu mieszanki) wystąpiła z pokazem tresury Augusta, w czym najzabawniejsze było... zapomienie przez Bodzia głównej pointy tego pokazu.

Niektórzy członkowie ZPIL-u spili się nieco, jak można było sądzić np. po dziarskich pokrzykiwaniach pewnego dr. inż. (do-re-mi-sztal-si). Ale nie dziwota: byli przecież tacy, którzy tegoż dnia w południe odbywali już mokrą zaprawę w PZL-WP, bądź to jako gospodarze, bądź jako goście. Szlachetna ta wytwórnia bowiem na zakończenie wycieczki zpilowców wystąpiła z pięknym śniadankiem, a że stawiła się na wycieczkę t. zw. mniejsza połowa zapisanych, racje przeto wypadły zwiększone ku zadowoleniu tejże połowy. Ostrzeżenie meteorologiczne dla amotorów zwiedzania wytwórni w przyszłości: wycieczka do PZL-WS zakończyła się na sucho!...

Jeszcze à propos wycieczki do PZL-WP: najbardziej interesującym momentem psychologicznym, mówiąc naukowo, tejże była żelazna konsekwencja władz (jakich, to już Tj.), które nie pozwoliły zpilowcom zwiedzić studium, gdzie zgromadzono samoloty przeznaczone... na wystawę paryską. Ale podobno ZPIL nie dał za wygraną, „i chcąc na złość zrobić władzy", jak mówi popularny wierszyk, organizuje wycieczkę uzupełniającą do Paryża.

No, ale wracajmy do wieczerzy: ponieważ zbiorniki wreszcie zostały prawie wypróżnione, natomiast wystąpiło oblodzenie niektórych organów lodami, które podano na zakończenie, przeto część towarzystwa wylądo-

wała przy stolikach do brydża, część rozpełzła się nie wiadomo gdzie, a pewna samodzielna grupa zorganizowała zagraniczną wycieczkę, bez pozwolenia władz i bez wiz na vis-à-vis, do znanej dobrze wszystkich technikom lotniczym firmy Bristol. Tam podobno do późna zapamiętale tupano w tańcu (był w tej grupie bowiem kol. Tupalski), a kol. Pindor namiętnie uwodził piękne panie jako znany causeur.

Na tym Wasz korespondent kończy sprawozdanie, dostatecznie naraziwszy się wymienionym i niewymienionym, wskutek czego będzie musiał zapewne nabyć szybkonakładalny kołpak kol. Stedanielewicza, by osłonić nim przed ciosami powyższych swą pozbawioną naturalnej amortyzacji głowę.

CJK.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Rozwój nowoczesnych poglądów na stosowanie wysokościomierzy w lotnictwie wygłosił dnia 14 października 1938 r. inż. Mieczysław Kałużyński.

Od kilku lat w ramach międzynarodowych organizacji i konferencji lotniczych toczą się dyskusje, w których poddano gruntownej analizie i krytyce sposób stosowania wysokościomierzy, zwłaszcza w lotnictwie komunikacyjnym. Prelegent, który z ramienia Ministerstwa Komunikacji brał osobiście udział w tych dyskusjach, przedstawia sprawę w jej rozwoju historycznym. Poruszono ją po raz pierwszy na 38-ej Międzynarodowej Konferencji Lotniczej (Conférence Aéronautique Internationale — C.A.I.) w maju 1937 r., gdzie w ramach komisji radiowej delegacja francuska wystąpiła z memoriałem zatytułowanym „Oznaczenia wysokości ze względu na zastosowanie służby radio-elektrycznej przy prowadzeniu samolotów w warunkach złej widoczności". Treść memoriału podaje prelegent w obszernym streszczeniu. Punktem wyjścia było wyjaśnienie sygnału radiotelegraficznego QAH, który w t. zw. kluczu Q oznacza: w pytaniu „Jaka jest wasza wysokość", a w odpowiedzi — „Moja wysokość jest... metrów". Obecnie dopuszcza się sygnalizowanie wielkości absolutnego ciśnienia barometrycznego, które może zastąpić wysokość, o ile po QAH podaje się skrót MB PRES. Memoriał francuski analizuje tę metodę podawania wysokości przy pomocy ciśnienia barometrycznego otoczenia samolotu. Zadanie wysokościomierza w nawigacji powietrznej jest dwojakie: 1) wskazać odległość samolotu od ziemi podczas lądowania czy też podczas przelotu i 2) strzec od zderzeń, umożliwiając dwóm samolotom, które się krzyżują, lot na różnych wysokościach. Zadania te nabrały dużej wagi przy obecnym rozwoju nawigacji w złych warunkach widoczności. O ile określenie przy pomocy radia wysokości samolotu nad lotniskiem nie sprawia większych trudności, to oznaczenie wysokości nad terenem podczas przelotu jest trudniejsze. Wystarcza jednak dla określenia wysokości minimum, na której samolot może lecieć, dodać do oznaczonych wyniosłości terenu, znajdujących się na linii lotu, dostateczną nadwyżkę, obliczoną ze względu na błędy możliwe wysokościomierza i na możliwe zmiany, jakim uległo ciśnienie w czasie i przestrzeni od ostatniego uregulowania „zera". Największą trudność sprawia określenie różnicy wysokości dwóch krzyżujących się samolotów, których wysokościomierze zostały wyregulowane na dwóch różnych lotniskach; błędy mogą tu być poważne i doprowadzić mogą do zderzenia, mimo, że według wskazań różnica wysokości wydawała się znaczna. Metoda podawania przez samolot ciśnienia otoczenia, celowa na pierwszy rzut oka, nie może mieć dziś zastosowania *), gdyż wiele wysokościomierzy nie posiada skali ciśnieniowej, a poza tym nie uwzględnia się błędu stałego, czy też szczątkowego przyrządu; ten ostatni błąd, dający się częściowo usunąć przy nastawianiu skali wysokościowej na zero, występuje w całej pełni, jeżeli się używa skali ciśnień. Wobec powyższych niedogodności, 38-a C. A. I. zaleciła: 1) zużytkować o ile możności ciśnienie atmosferyczne, aby zastąpić nim oznaczenie wysokości; 2) przestudiować możliwość użycia prowizorycznego oznaczeń wysokości, odniesionych do pewnej powierzchni odniesienia o określonym ciśnieniu barometrycznym; 3) przyjąć jako taką powierzchnię odniesienia powierzchnię o ciśnieniu 1013,3 mbar; 4) oznaczać symbolem STD liczbę określającą wysokość mierzoną od powierzchni odniesienia standard.

Te same wnioski były wkrótce potym zreferowane przez prelegenta i przyjęte na 4-ej Konferencji Państw Bałkańskich i Bałtyckich (C.A.E.B.B.).

W tym samym czasie Międzynarodowa Komisja Żeglugi Powietrznej (Commission Internationale de Navigation Aerienne — C.I.N.A.) na swej 25-ej sesji w czerwcu 1937 r. w Warszawie wyłoniła specjalny komitet dla zbadania sprawy skalowania wysokościomierzy. Komitet ten miał głównie zbadać, czy należy przyjąć wniosek Podkomisji Radiowej C.I.N.A., który zalecał ujednostajnione nadawanie ciśnień w międzynarodowych jednostkach — milibarach — i przeskalowanie wszystkich wysokościomierzy pokładowych na milibary, uważając, że piloci powinni być w stanie określić swą wysokość przez bezpośredni odczyt wysokościomierza bez uprzedniej zamiany jednostek, aby móc uwzględnić poprawkę według danych dostarczonych przez stacje przyziemne. Komitet miał również zająć się możliwością ujednostajnienia wzorów używanych do skalowania wysokościomierzy.

Prelegent omawia pokrótce wzory wysokościowe, najczęściej używane do przeliczenia ciśnienia na wysokość. Najprostszą taką zależnością jest wzór

$$H_2 - H_1 = 18400 \lg P_1/P_2,$$

który rozszerzony dla uwzględnienia poprawek na temperaturę, wilgotność powietrza i szerokość geograficzną nosi nazwę wzoru Laplace'a. Wzór Soreau:

$$H_2 - H_1 = 5\,(3064 + 1{,}75\,P_2 - 0{,}0011\,P_2^2)\,\lg P_1/P_2$$

został przyjęty przez Międzynarodowe Zrzeszenie Lotnicze (F.A.I.) i służy za podstawę do oceny rekordów w sporcie lotniczym. Wreszcie C.I.N.A. oparła atmosferę wzorcową na założeniu, że temperatura na powierzchni ziemi wynosi + 15° C, a gradient temperatury jest 0,65° C na każde 100 m; przy zastosowaniu związków znanych z teorii gazów odpowiada to wzorowi

$$P_2 = P_1 \left| \frac{288 - 0{,}0065\,(H_2 - H_1)}{288} \right|^{5{,}256}$$

Wzory te są ważne do wysokości 11.000 m. W powyższych wzorach $H_2 - H_1$, jest to różnica wysokości odpowiadająca stosunkowi ciśnień P_2/P_1, przy czym P_2 odnosi się do poziomu H_2, — zaś P_1 do poziomu H_1. Różnice w wynikach zastosowania tych wzorów są dość znaczne, bo sięgają 7%.

Prelegent przypomina jeszcze rodowód jednostki „milibar", który jest 1/1000 częścią bara — naukowej jednostki ciśnienia w układzie C.G.S. (centymetr, gram-masa, sekunda). 1 bar jest to ciśnienie 10^6 dyn na 1 cm², zatem 1 mbar = 10^3 dyn/cm². Stosunek tych jednostek do jednostek układu technicznego wywodzi się z wielkości siły 1 g waga=1 g masa×981 cm/sek²=981 dyn. Stąd jednostka techniczna ciśnienia 1 kg waga/cm² = 981 mbar; natomiast jednostka używana w fizyce 760 mm słupa rtęci przy 0° C = 1,033296 kg/cm² = 1013,363 mbar. Z dużą dokładnością można więc pisać 1 mbar = ¾ mm Hg.

Wracając do prac komitetu C.I.N.A., prelegent przedstawia zalecania tego komitetu tak, jak one zostały przyjęte na tegorocznej sesji C.I.N.A. w Hadze. W swej rezolucji 1052, C.I.N.A. zaleca państwom należącym i nienależącym do Konwencji Genewskiej, aby wydały następujące zarządzenia: 1) Wszystkie samoloty, które mają latać w warunkach złej widoczności, powinny być zaopatrzone w przyrząd, podający w milibarach bez żadnych przeliczeń ciśnienie atmosferyczne otoczenia. Przyrząd ten nie powinien zawierać żadnego organu do regulacji w locie; może on być połączony z wysokościomierzem. (W dalszych ustępach tego punktu mowa jest o dokładności skali, o odpowiednim „chwyceniu" ciśnienia i o kontroli przyrządu). 2) Wszystkie wysokościomierze pokładowe powinny być skalowane wg. atmosfery wzorcowej z możnością regulowania zera i nastawiania go na ciśnienie absolutne, dane w milibarach. Następna rezolucja C.I.N.A. obarczyła komitet wysokościomierzy obowiązkiem przekontrolowania regulaminu atmosfery wzorowej we współpracy z państwami nie wchodzącymi do C.I.N.A. i F.A.I. Posiedzenie komitetu ma się odbyć w listopadzie b. r.

*) Tak początkowo, przy rozpoczynaniu krytyki wysokościomierzy, sądzono; dzisiaj — jak to zresztą z samego odczytu wynika — jest inaczej.

Po tym obszernym streszczeniu historii zagadnienienia prelegent uzasadnia wnioski powyższe, analizując sam wysokościomierz. Wysokościomierz dzisiejszy przedstawia niejako 2 instrumenty — jeden to zwykły barometr i tutaj zasadniczo innych błędów nie ma, jak tylko błędy zwykłego przyrządu fizycznego — i drugi to przeliczacz ciśnienia na metry wysokości; ten drugi przyrząd, oparty na podstawach umówionych (atmosfery wzorcowej) — nie mających zasadniczo nic wspólnego z aktualną rzeczywistością i z zasady dający fałszywe rezultaty — z tym większym błędem im większa jest różnica między rzeczywistymi warunkami i przyjętymi danymi atmosfery wzorcowej.

Podkomisja Meteorologii C.I.N.A. była nawet zdania, że wszelkie zmiany atmosfery wzorcowej nie doprowadzą do celu — będzie to zastąpienie jednej dowolności — inną; niektórzy członkowie tej Podkomisji uważają w ogóle atmosferę wzorcową za zbędną, i twierdzą, że podawania wysokości lub różnicy wysokości w metrach, to tylko przyzwyczajenie, którego się należy pozbyć, dążąc do operowania samym tylko ciśnieniem.

Wprowadzenie uchwał C.I.N.A. w życie nie wydaje się zbyt trudne. Dla dostosowania się przy pomocy używanych dzisiaj wysokościomierzy do wyników krytycznych analizy, podanej powyżej, Polskie Linie Lotnicze „Lot“ wprowadziły używanie na pokładach 2 wysokościomierzy, z których jeden jest nastawiony na 760 mm (1013,3 milibar) i którego się nie reguluje i drugi, przy którym nastawianie „zera“ jest dopuszczalne.

Prelegent wyprowadza w końcu, jak powinien by wyglądać przyrząd, odpowiadający pierwszemu warunkowi, podanej powyżej rezolucji Nr 1052 C.I.N.A.

Na zakończenie, prelegent obiecuje powrócić do tematu po ukończeniu prac na terenie międzynarodowym doszukuje się przyczyn zaślepienia, jakie doprowadziło do niesłusznego używania przyrządów zwanych wysokościomierzami do określania wysokości. Przyzwyczajenia pomiarowe, jakie nabyliśmy operując ciągle w dwóch wymiarach na powierzchni ziemi, przenieśliśmy zbyt szybko na trzeci wymiar. Być może, że inne metody pomiarowe dadzą lepsze wyniki; na razie trzeba się pogodzić z faktem, że jednostki ciśnienia mają w tym wymiarze większe znaczenie i są odpowiedniejsze niż jednostki długości.

Mjr. pil. inż. *Surun* rozpoczynając dyskusję wyjaśnia, że wysokościomierze, używane w polskim lotnictwie wojskowym, posiadają obok skali wysokości także skalę ciśnieniową. Odnośnie wpływu histerezy na wskazania wysokościomierza, to wpływ ten daje się odczuć tylko przy zmianach wysokości, a nie podczas lotu na stałej wysokości. Mówca uważa, że rezolucje Komisji nie wytrzymują krytyki ze względu na dodatkowe poprawki, zwłaszcza na temperaturę, o których rezolucje milczą. Wprowadzenie odczytów w milibarach nie usuwa tej trudności, a sprawę tylko komplikuje dodatkowo. Głównymi celami zmian wprowadzonych przez rezolucje są: 1) uniknięcie zderzeń w powietrzu, 2) uniknięcie zderzeń z ziemią, 3) bardziej sprawiedliwa ocena rekordów. Pierwszy z tych celów dla lotnictwa wojskowego jest nieaktualny. Wchodzą tu natomiast dwa zadania, dla których utrzymanie pewnej wysokości jest ważne: są to bombardowanie i fotografia; dla tych celów, jak też dla uniknięcia zderzeń z ziemią, wystarcza mierzenie wysokości od stałego poziomu ciśnień odniesienia. Dla rekordów wysokości dane w milibarach mogą istotnie stanowić słuszniejszą podstawę do oceny i porównań.

Kpt. inż. *Wagner* podziela zdanie przedmówcy. Podkreśla tendencję, której wyrazicielem jest zwłaszcza Anglia, na skutek licznych wypadków; chodzi o to, aby ilość przyrządów zredukować do minimum i aby one były jak najprostsze w odczytach i obsłudze. Uważa, że obecnie stosowane podwójne skale wysokościomierzy wystarczają dla takich celów, jak lądowanie i mijanie się samolotów. Dla innych celów — prócz jakichś celów specjalnych — zwiększenie dokładności wysokościomierza nie wydaje się potrzebne. Różny poziom pilotów utrudnia wprowadzenie nowych jednostek — milibarów. Mówca wyraża pogląd, że lotnictwo wojskowe pozostanie przy obecnym systemie, gdyż nie ma powodów do wprowadzania nowości.

Prelegent odpowiadając mjr. Surynowi wyjaśnia, że poprawki dla temperatury odbiera pilot z ziemi, jego czynność ogranicza się więc do uwzględnienia ich. Wysokościomierze dotychczasowe mają rzeczywiście dwie skale, ale ważniejsza z nich — ciśnieniowa — jest w większej swej części zakryta. Ją to należałoby odkryć i uczynić z niej skalę główną. Podkreśla jeszcze konieczność ujednostajnienia atmosfery wzorcowej na terenie międzynarodowym.

Drogi rozwoju lotniczego przemysłu pomocniczego w Polsce wygłosił dnia 28 października 1938 r. inż. Józef Rzeczycki.

Zagadnienie przemysłu pomocniczego w lotnictwie było już przed dwoma laty tematem odczytu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, w którym inż. Pietraszek wykazał korzyści, jakie wynikają z powierzania przemysłowi pomocniczemu możliwie największej ilości robót, więc przede wszystkim obniżenie kosztów produkcji samolotów i dostosowanie produkcji do potrzeb mobilizacji, oraz przeprowadził analizę struktury przemysłu pomocniczego (patrz sprawozdanie w n-rze 10 „Technicznych Nowości Lotniczych“ z r. 1936).

Nawiązując do rozpoczętej przed dwoma laty dyskusji, ZPIL wprowadził znów na warsztat swych prac to ze wszechmiar ważne w naszych warunkach zagadnienie.

Zebranie zagaił inż. *J. Bukowski*, nazywając je dyskusyjnym raczej niż odczytowym. Zadania przemysłu pomocniczego można podzielić na trzy grupy:

1) wyrób części znormalizowanych — na skład (np. śruby);
2) produkcja akcesoriów;
3) wykonywanie zespołów (jak podwozia, łoża silnikowe) według rysunków, a nawet z materiałów dostarczonych przez przemysł główny.

Zasadnicze znaczenie mają dwie pierwsze grupy.

Ważną korzyścią podziału na przemysł główny i pomocniczy jest zmniejszenie nakładu kapitałów (przeważnie państwowych) w wielkich fabrykach.

Warunkami należytej współpracy wielkich i małych jednostek przemysłu są:

1) zharmonizowanie jakościowe i ilościowe
2) nadzór powołanych czynników.

Przystępując do odczytu, prelegent stwierdza, że oparł się na własnych spostrzeżeniach w dziedzinie swej specjalności, t. zn. osprzętu i wyposażenia silników lotniczych, jednak uwagi te stosują się w całości do pozostałych gałęzi przemysłu pomocniczego i dotyczą przede wszystkim strony jakościowej, a nie produkcyjnej zagadnienia.

Celem, do którego powinniśmy dążyć w rozwoju przemysłu pomocniczego, jest rozszerzenie zakresu produkcji na wszystkie gałęzie tej dziedziny i posiadanie własnych konstrukcji nieustępujących zagranicznym.

Chwila obecna, znacząca się poprawą koniunktury, a przede wszystkim zdrową inicjatywą prywatną lokowania kapitałów w nowopowstających warsztatach i fabrykach, wymaga wykorzystania dla celów przemysłu pomocniczego. Należy dążyć do tego, ażeby produkcja tego przemysłu dorównała jak najszybciej naszym osiągnięciom w dziedzinie budowy płatowców, i aby eksportowane samoloty posiadały kompletne wyposażenie krajowe.

Podstawą powodzenia firm zagranicznych produkujących osprzęt lotniczy są w pierwszym rzędzie dobrze postawione działy doświadczalne. Tak np. w dziedzinie gaźników f. Zenith posiada instalację podciśnieniową, z pomiarem ilości powietrza przepływającego przez gaźnik i paliwa oraz urządzeniem wysokościowym; wytwórnia Bronzavia projektuje budowę instalacji podciśnieniowej z możliwością przeprowadzania prób w warunkach pracy na wysokościach do 10.000 m i przy temperaturach do —30°C. Podobnie posiadają urządzenia dla celów pomiarowo-badawczych wszystkie znane firmy produkujące pompy paliwowe, pompy próżniowe, pokładowe pompy olejowe, rozruszniki itp.

Za granicą dominuje zasada, że wytwórnie główne budują tylko silnik właściwy, sam płatowiec, a możliwie wszystkie akcesoria i odrębne zespoły są produkowane w wytwórniach pomocniczych, wyspecjalizowanych w poszczególnych dziedzinach. System ten wpływa na odciążenie wytwórni głównych od badania, projektowania i budowy akcesoriów, a tym samym skraca czas powstawania silnika i zapewnia możliwość dobrania osprzętu

najbardziej przydatnego do danych warunków z pośród znajdujących się na rynku typów.

Zagadnienie specjalizacji jest obecnie szczególnie ważne w związku ze specjalnymi wymaganiami, jakie stawia budowa nowoczesnych samolotów. Konieczność automatyzacji szeregu czynności załogi zmusza do budowy automatów, które same w sobie stwarzają tak poważne trudności i są tak dużym zadaniem, że nie mogą być traktowane jako prace dodatkowe wielkich wytwórni. Tak np. f. B. M. W. opublikowała ostatnio opis urządzenia, składającego się z 6 automatów umieszczonych na wspólnej skrzynce i sterowanych od dźwigni pilota (1. regulacja ciśnienia ładowania, 2. regulacja składu mieszanki, 3. regulacja śmigła constant-speed, 4. zmiana biegów dwustopniowej sprężarki, 5. ciągła regulacja przedzwrotności zapłonu, 6. ograniczenie czasu pracy na maksymalnym ciśnieniu ładowania).

Sytuacja obecna w kraju wykazuje pod tym względem następujące braki:

1) brak własnych konstrukcji;

2) trudny i w wielu wypadkach zły wybór produkowanych typów czy to z licencji czy też na podstawie obcych wzorów. Poza tym obce wzory docierają do nas z dużym opóźnieniem, bo dopiero po nasyceniu przez dany produkt własnego rynku, więc nigdy nie będzie to typ najnowszy, w danej chwili najlepszy. Uniemożliwia to również eksport, który musi być czynnikiem rozszerzającym podstawy bytu wytwórni;

3) strata czasu i pieniędzy na błądzenie w wyborze typów do produkcji.

Zaradzić temu stanowi rzeczy można przez stworzenie przy każdej wytwórni placówek badawczych, na co znów brak w tej chwili i ludzi i środków. Z rozważań tych wynika, że jedynym wyjściem z tej sytuacji jest stworzenie centralnej komórki badawczej, zdolnej do przeprowadzania w krótkim czasie wszechstronnych badań najnowszych typów akcesoriów i urządzeń zagranicznych oraz dostarczania producentom krajowym danych technicznych oraz wytycznych do opracowania i budowy własnych typów.

Komórka ta, przy ścisłej współpracy z wytwórniami silników i płatowców z jednej strony, a przemysłem pomocniczym z drugiej, znając ich zamierzenia i trudności, tak jednej jak i drugiej stronie służyłaby wskazówkami ze swych doświadczeń. Tam też kształciliby się ludzie, którzy w miarę rozwoju technicznego i finansowego poszczególnych wytwórni będą mogli prowadzić w nich własne laboratoria badawcze.

Na ewentualne zastrzeżenie zbytniej ingerencji w inicjatywę prywatną już samo życie dało odpowiedź: przemysł pomocniczy prosi o wskazówki, co i jak produkować. Jeżeli nie otrzyma tych wskazówek, okaże się, że często wybór był niewłaściwy — traci na tym producent i odbiorca.

Stały rozwój techniczny krajowych wytworów przemysłu pomocniczego nie utrudni polityki ujednostajnienia sprzętu wojskowego, lecz nawet tę sprawę uprości, gdyż można będzie znormalizować szereg elementów, co dziś, wobec zaopatrywania się w sprzęt pochodzący z różnych krajów jest nie do osiągnięcia.

Inż. *A. Jaworski*. Pojęcie przemysłu pomocniczego powinno obejmować tylko pierwszą grupę (wg podziaku kol. Bukowskiego), t. zn. wyrób części znormalizowanych — na skład. Przemysł pomocniczy ułatwia tylko produkcję silników czy płatowców, a nie umożliwia ją.

Budowa sprzętu samodzielnego w oddzielnych wytwórniach to nie jest przemysł pomocniczy. Wszystkie zresztą rozważania i plany na ten temat rozbijają sie obecnie o zupełny brak ludzi, którzy podjęliby się pracy w małych, słabych jeszcze wytwórniach i warsztatach. Dopiero po nasyceniu instytucji państwowych, gdy będzie na rynku nadmiar sił fachowych, powstaną podstawy dla rozwoju przemysłu pomocniczego i inicjatywy prywatnej, w myśl starego przysłowia: „Potrzeba jest matką wynalazków".

Inż. *M. Mioduszewski*. Problem poruszony przed dwoma laty w referacie dyr. Pietraszka i w referacie dzisiejszym jest tak doniosły, że oczywista jest konieczność szczegółowego i systematycznego opracowania go na terenie Związku Polskich Inżynierów Lotniczych w tegorocznym sezonie odczytowym. Praca ta miałaby na celu wysunięcie konkretnych opinii i wniosków. Tak sprecyzowana opinia mogłaby posłużyć zainteresowanym władzom i instytucjom za podstawę do właściwej oceny zadań i znaczenia przemysłu pomocniczego, oraz podjęcia należycie zorganizowanej akcji na tym polu.

Do rozwoju przemysłu pomocniczego potrzebne są dwa elementy: ludzie i pieniądze.

1. Przygotowanie ludzi powinno być postawione następująco: tak w odniesieniu do inżynierów, jak też techników i rzemieśników. Studia na Politechnice i nauki w szkołach muszą obudzić zainteresowanie technicznymi i produkcyjnymi sprawami przemysłu pomocniczego. Po ukończeniu studiów przechodzą oni kilkuletnią praktykę w I. T. L. lub przemyśle zasadniczym. Tu nastawienie centralnych instytucji musi ulec zasadniczej rewizji: ludziom, których przedsiębiorczość a nie tylko interes własny skłania do odejścia z fabryki czy I. T. L. na teren prywatny, należy pozwolić odejść.

Przepustowość instytucji tych musi się zwiększyć, co jednak jest uwarunkowane pewnym ich nasyceniem. Teraz jest to sprawą trudną, bo fabryki rozrastają sie stale, więc daje się odczuwać głód głów i rąk roboczych.

2. Trudnościom finansowym początkujących placówek należy radzić nie subsydiami, lecz zapewnieniem kredytów w normalnym obiegu gospodarczym przez ośrodki dyspozycyjne, które dotychczas niestety są przeważnie w nie polskich rękach.

Stworzeniu zdrowych i solidnych warsztatów sprzyjać będzie polityka dobrze zrozumianego protekcjonizmu i tępienia nieuczciwej konkurencji tandeciarzy („czarne listy"). „Wychowanie" i kontrola drobnego przemysłu powinna obowiązywać zarówno władze jak i przemysł zasadniczy, jednak bez przesady, bez pomniejszania sił żywotnych warsztatów przez stwarzanie cieplarnianej atmosfery.

Jeśli chodzi o atrakcyjność drobnych placówek przemysłu, to poza względami czysto gospodarczymi i produkcyjnymi, nie można pominąć zalet takiej decentralizacji z punktu widzenia odporności na sabotaże i napady w czasie wojny.

Inż. *S. Rybiński* przedstawił tezy i postulaty zgłoszone mu przez przemysł pomocniczy. Nie wszystkie punkty są słuszne, lecz całość daje obraz braków i potrzeb tego przemysłu:

1. Brak specjalizacji poszczególnych fabryk przemysłu pomocniczego, wskutek czego nie mają one możności zaopatrzenia się w odpowiednie maszyny, urządzenia, sprawdziany, co usprawniłoby produkcję i zmniejszyłoby koszty. Dotychczasowe fabryki są uniwersalne. Jedna np. fabryka produkuje: pilniki, imadła, wanny, armaturę wodociągową, pompy lotnicze, rozruszniki Viet'a, katalityczne piecyki do podgrzewania silników i membrany do regulatorów ciśnienia ładowania. Od czasu do czasu fabryka ta otrzymuje zamówienie na małą ilość części silnikowych, do wykonania których musi zamawiać sprawdziany, na co czeka cztery miesiące.

2. Brak programowości i ciągłości zamówień, dostarczanych przez wytwórnie główne i wojsko przemysłowi pomocniczemu. Jedna np. fabryka wyraża pogląd, że program zatrudnienia dla przemysłu pomocniczego powinien być ustalony przynajmniej na 1 rok naprzód.

3. Konieczność unormowania starej już sprawy dostaw przez huty dla przemysłu lotniczego celem zmniejszenia opóźnień w wykonaniu zamówień, względnie umożliwienia wzmożonej produkcji podczas ewnetualnych przerw w dostawach hutniczych. W tym celu należało by:

a) zmniejszyć ilość używanych w lotnictwie rodzajów materiałów, stosując, jak nawet proponuje jedna fabryka, lepsze gatunki stali na części mniej wytrzymałościowo obciążone; na cenę wpłynęło by to minimalnie;

b) stworzyć przy wytwórniach głównych względnie hutach C. O. P. składy stali prętowych, aby fabryki mogły zaopatrzyć się możliwie szybko w materiał, nawet w mniejszych ilościach; składy uzupełniać w miarę rozchodu;

c) zmniejszyć ilość wymiarów prętów przez znormalizowanie ich chociażby normami tymczasowymi, celem zapewnienia hutom możności robienia zapasów i zbytu przynajmniej pewnych gatunków stali;

d) stworzyć składy rygli na odkucia, jak: korbowody, zawory, wahacze itd.;

e) stworzyć skład stopów lekkich, jakie są używane w lotnictwie, a muszą być sprowadzane z zagranicy, jak również magazyn składników, z których są wyrabiane stopy w kraju, aby w razie przerw w dostawach z zagranicy fabryki nie miały przestojów w produkcji.

4. Konieczność rozbudowy przemysłu pomocniczego przez przerzucanie wzorem zagranicy wykonywania do 40% części składowych silnika czy płatowca z wytwórni głównych na przemysł pomocniczy. Wytwórnie główne powinny przekształcać się na fabryki prototypów i montownie, a znaczna część maszyn warsztatów mechanicznych w wytwórniach głównych powinna służyć jako rezerwa na czas wzmożonej produkcji.

Potaniłoby to koszty produkcji sprzętu przez mniejsze koszty generalne i wzmogłoby potencjał obronny kraju wskutek wzmocnienia przemysłu pomocniczego, posiadającego większą elastyczność w razie potrzeby zwiększenia produkcji.

5. Potrzeba ustosunkowania się przemysłu głównego lotniczego do przemysłu pomocniczego, jako do swojej części składowej, a nie do wolnego rynku (wypożyczanie sprawdzianów, stali prętowej, w razie potrzeby instruowanie).

6. Nierozdrabnianie jednego artykułu, który dana fabryka przemysłu pomocniczego opanowała i do którego wykonała potrzebne inwestycje, na dwie lub więcej fabryk, ze względu na małą pojemność rynku krajowego.

Nie można przy wydawaniu zamówień kierować się jedynie zasadą: „Kto jest tańszy", gdyż to wyklucza specjalizację i planowość w produkcji przemysłu pomocniczego.

7. Konieczność wyeliminowania z przemysłu pomocniczego elementu spekulacyjnego, o ambicjach robienia pieniędzy, a nie wytwórczych, gdyż to obniża poziom produkcji.

8. Potrzeba oddawania zamówień firmom rzeczywiście produkującym ten artykuł, a nie firmom pośredniczącym.

Jedna fabryka np. otrzymała zamówienie, jako 4-ta z kolei, gdyż trzy firmy poprzedzające były tylko pośrednikami. Obniża to zyski fabryki, będącej faktycznym producentem, nie mówiąc o zwłoce w wykonaniu zamówienia.

9. Potrzeba szkolenia i dostarczania przez wytwórnie główne fachowców dla przemysłu pomocniczego.

Dyr. A. Seńkowski ocenia zadania, możliwości i braki przemysłu pomocniczego z punktu widzenia jego użytkownika — przemysłu zasadniczego. Aby sprostać swym zadaniom i wykorzystać naturalną podstawę swego bytu, przemysł pomocniczy musi być przede wszystkim tani. W porównaniu z wielkimi zakładami, warsztaty mają pod względem kosztów przewagę tylko przy dużych ilościach (w setkach i tysiącach sztuk). Poza tym — własny wyrób wielkiej fabryki jest tańszy i szybszy.

Nawiązując do postulatów odczytanych przez kol. Rybińskiego, wszystkie trudności przemysłu pomocniczego dadzą się streścić w dwóch punktach: braku kapitałów i szczupłości rynku zbytu. Monopoli nie można gwarantować poszczególnym firmom, aby nie zabijać w nich inicjatywy i gospodarczej odporności. Zdrowe placówki mogą powstać tylko w atmosferze konkurencji. Drugi wzgląd przemawiający przeciw monopolom — to możliwość zatrzymania pewnej gałęzi produkcji, gdy przygotowany do niej jest tylko jeden warsztat: chociażby choroba jednego, czy dwóch ludzi, wyspecjalizowanych w danej dziedzinie, uniemożliwia ciągłość produkcji.

Huty rzeczywiście nie liczą się z przemysłem pomocniczym, ale zasadniczy przemysł napotyka na te same trudności przy zamówieniach. W ogóle lotnictwo jest u nas za małym odbiorcą, aby mogły one stosować się do jego potrzeb. Do niedawna te same trudności odczuwał amerykański przemysł lotniczy, dopiero jego ogromny rozwój ilościowy poprawił sytuację.

W naszych warunkach np. fabryka silników lotniczych pomaga swym dostawcom przez wypożyczanie sprawdzianów, obrabiarek i dawanie zaliczek; szkoli w swoim zakresie personel, ale wszystko to mija się z głównym zadaniem przemysłu pomocniczego: rozładowania i odciążenia wielkich zakładów od wielu czynności, które powinny spełniać warsztaty pomocnicze. W dalszym ich rozwoju przemysł zasadniczy powinien być odciążony nawet od śledzenia postępu myśli technicznej w dziedzinach, które są poruczane poszczególnym drobnym producentom. Jednak nigdy nie dojdzie do tego, aby 40% silnika wykonywano poza wytwórnią silników. Raczej należy tę cyfrę w pomyślnym wypadku określić na 20%.

Niezależnie od polityki, jaką zastosuje się w stosunku do przemysłu pomocniczego, z całą pewnością można stwierdzić, że na dłuższą metę utrzymają się i zwyciężą te firmy, które opierają się na całkowitej samodzielności, nie licząc i nie korzystając ze stałej, czy doraźnej pomocy władz i „patronów".

Dyr. M. Pietraszek. Rachunek sumienia za dwuletni okres, jaki upłynął od poprzedniej dyskusji w ZPIL na ten temat wykazuje brak jakichś zmian na lepsze, z wyjątkiem jednej dziedziny: kształcenia sił fachowych na niższym poziomie. Tu fabryki zrobiły wiele i w krótkim już czasie zobaczymy owoce tej pracy. Przemysł pomocniczy przy uczciwej, solidnej i fachowej pracy sam rozwiąże zagadnienia finansowe i materialne. Od swych odbiorców żąda tylko jednego: wyraźnego planu na jakie zagadnienia może liczyć, a co wytwórnie główne same będą produkowały.

Wiadomości z terenu nowopowstających fabryk w COP-ie napawają przemysł pomocniczy obawą, że zastosowana tam będzie polityka daleko idącej samowystarczalności ich, co nie rokuje dobrych nadziei na rozwój drobnego przemysłu. W warunkach obecnych małej ilości i braku ciągłości zamówień jest jedno tylko wyjście: traktowanie zamówień przemysłu lotniczego jako prac dodatkowych, — jednych z wielu. Byt warsztatu trzeba oprzeć na zamówieniach z innych źródeł.

Do pracy w przemyśle pomocniczym powinni być dopuszczeni tylko fachowcy, nie spekulanci. Inni nie tylko nie utrzymują się, ale jeszcze zaszkodzić mogą sprawie rozwoju przemysłu pomocniczego.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

1. Stypendia dla kształcących się w lotnictwie.

Zrzeszenie wyasygnowało na rok akademicki 1938/39 dla studentów Sekcji Lotniczej Politechnik: Warszawskiej, Lwowskiej i Gdańskiej oraz dla uczniów Państwowego Liceum Mechanicznego stypendium w sumie zł 12.000.

Kuratorium stypendialne Zrzeszenia przyznało następujące stypendia:

dla 3 studentów Polit. Warsz.	po zł 1.500,	razem zł 4.500
„ 2 „ „ Lwowskiej	„ „ 1.500.	„ „ 3.000
„ 1 „ „ Gdańskiej	„ „ 1.500,	„ „ 1.500
dla 5 uczniów Państw. Liceum Mechanicznego		„ 3.000
		Razem zł 12.000

2. Wycieczka studentów Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej na zwiedzenie tegorocznego Salonu Lotniczego w Paryżu.

Zrzeszenie wyasygnowało subwencję pieniężną dla technicznej wycieczki studentów Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej, udających się do Francji w celu zwiedzenia wytwórni przemysłu lotniczego i tegorocznego Salonu Lotniczego w Paryżu.

3. Akcja Bezpieczeństwa Pracy.

Komisja Bezpieczeństwa Pracy przy Zrzeszeniu Polskich Przemysłowców Lotniczych złożyła Komisji Stałej przy Zakładzie Ubezpieczeń Społecznych sprawozdanie ze swej działalności w okresie pierwszego półrocza r. b.

Ze sprawozdania tego wynika, że akcja bezpieczeństwa pracy w zakładach członków rozwija się planowo i wpływa na zmniejszenie wypadków podczas pracy.

4. **Wycieczka Inżynierów Bezpieczeństwa Pracy.**

S.I.M.P. zorganizowało w dniu 10 — 30.X. b. r. wycieczkę inżynierów Bezpieczeństwa Pracy do Niemiec, Anglii i Belgii.

Grupa uczestników w liczbie 18 osób, w tym jeden delegat Zrzeszenia P.P.L. zwiedziła instytucje prowadzące akcje bezpieczeństwa pracy, muzea i szereg wytwórni.

Szczegółowe sprawozdanie o wycieczce zostanie opublikowane w najbliższym czasie.

5. **Patenty i wynalazki.**

Urząd Patentowy R. P. ogłosił w Nr Nr 7 8 i 9 1938 r. następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr 26759. Jerzy Fegler (Kraków, Polska), Tadeusz Modzelewski (Warszawa, Polska) i Jan Petrażycki (Warszawa, Polska). Aparat oddechowy dla lotników do oddychania mieszanką tlenową, zawierającą dwutlenek węgla.

Nr 26891. Degea Aktiengesellschaft (Auergesellschaft) (Berlin, Niemcy). Urządzenie do regulowania dopływu powietrza do aparatów oddechowych, stosowanych na wielkich wysokościach.

Nr 26872. Air Equipement Société Anonyme (Paryż, Francja). Urządzenie do napędzania przyrządów pomocniczych na statkach powietrznych.

Nr 26927. Sperry Gyroscope Company, Inc. (New York, N. Y., Stany Zjednoczone Ameryki). Samoczynne urządzenie sterownicze do statków powietrznych.

Nr 26980. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois, Stany Zjednoczone Ameryki). Obsada tłumikowa przyrządów wskaźnikowych.

Nr 27094. Władysław Stelmaszyk (Lublin, Polska). Urządzenie zabezpieczające szczelność zbiorników, w szczególności stosowanych w lotnictwie.

Nr 27132. Tadeusz Winarski (Lida, Polska). Zapalnik do bomb lotniczych ze zwłoką długotrwałą.

Nr 27162. Jerzy Pieńkowski (Warszawa, Polska) i Przemysł Metalowy „Granat" Spółka Akcyjna (Warszawa, Polska). Zapalnik uderzeniowy do bomb lotniczych.

Nowe wydawnictwa

FLUGZEUGWARTUNG. TEIL I. DIE WARTUNG DES TRIEBWERKS przez Ing. Cl. Böhne: str. 134 form. A5, nakładem C.I.E. Volckmann Nachf. E. Wette Berlin-Charlottenburg 2. Cena 4 RM.

Książka powyższa stanowi 29 zeszyt popularnego wydawnictwa Flugzeugbau und Luftfahrt, wydawanego przez dipl. ing. E. Pfistera. Napisana jest przede wszystkim dla użytkowników, to znaczy dla personelu obsługi i latającego, który posiada już podstawowe wiadomości o zespole śmigło-silnikowym.

W rozdziale IA podane są ogólne wiadomości o paliwach lotniczych, ich magazynowaniu, napełnianiu i opróżnianiu zbiorników samolotowych paliwem.

Rozdział I B zawiera schematy instalacji olejowych na samolocie, oraz przepisy dotyczące ich obsługi.

Rozdział I C omawia ciecze używane do chłodzenia silników lotniczych.

Rozdział I D omawia śmigła metalowe i drewniane, sposób ich magazynowania oraz zamocowanie na wale silnika.

Rozdział I E i F zajmuje się rozruchem i zatrzymaniem silnika.

Rozdział I G omawia objawy i przyczyny nieregularnej pracy silnika oraz sposoby ich usuwania.

W rozdziale II i III poruszona jest obsługa, kontrola, konserwacja, oraz naprawa silnika zabudowanego na samolocie, polegająca na zdjęciu cylindrów, wymianie pierścieni tłokowych i ewentualnie dotarciu zaworów. Jest to tak zwany „górny przegląd" wg określenia angielskiego.

Rozdział IV omawia obsługę silnika.

Całość stanowi zespół podstawowych wiadomości niezmiernie pożytecznych dla tych, których zadaniem jest użytkowanie silników lotniczych.

S. D.

SPIS RZECZY:

5563 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59